CAPSULA ESPACIAL



Revista digital de astronáutica y espacio
Nº 77 - 2022

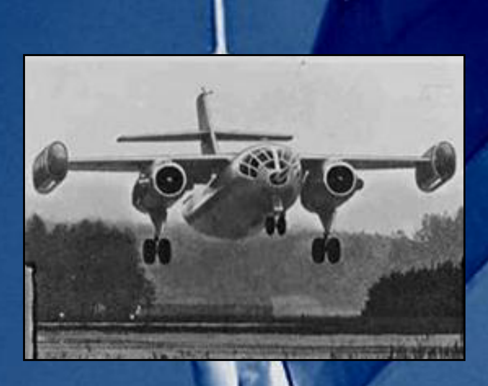
Aviación



Aviones VTOL/VSTOL Parte I



Inicios
Primeros conceptos
VTOL/VSTOL décadas 1930-1940
VTOL/VSTOL década 1950
VTOL/VSTOL década 1960



Estimados lectores

En esta oportunidad, Cápsula Espacial Aviación esta dedicada a las características y problemas técnicos de una amplia variedad de aviones con capacidad de Despegue y Aterrizaje Vertical (Corto) - (V/STOL) desde los conceptos y construcción de este tipo de aeronaves desde la Luftwaffe en las décadas de 1930 y 1940, hasta los creados a finales de la década de 1960, época en que se realizó una gran parte de las investigaciones sobre este tipo de aviones.

Enviándoles un gran saludo, les deseo una buena lectura.

Muchas gracias

Biagi, Juan

Contacto



https://capsula-espacial.blogspot.com



https://www.instagram.com/capsula_espacial/



r.capsula.espacial@gmail.com

Usted puede colaborar con la revista para la creación de nuevos contenidos a través de los botones de donación que posee el Blog.

Portada: Convair XFY-1 Pogo en vuelo ascendente.

Contenido

Canadair Model CL VSTOL (Fase-1)
Robertson VTOL
Bell X-14
Hawker P.1127 Kestrel
Canadair CL-73
Canadair CL-74
Curtiss-Wright X-100
Canadair PD
Vanguard Onmiplane
Canadair Model CL VSTOL (Fase-2)
Kaman K-16B
Canadair CL-84 Dynavert

Aeronaves VTOL/VSTOL década 1960

Sukhoi Shkval
Programa Tri-Service
Curtiss Wright X-19
Bell X-22A
LTV/Hiller/Ryan XC-142
Canadair/Mc Donnell Model-175
Hawker P.1154
Canadair CL-41 J/VTOL Jet Trainer
Kamov Ka-22 Vintrokril (Hoop)
Lockheed XV-4
Ryan XV-5 Vertifan
Yakovlev Yak-36 Freeband
Fiat G.222 VSTOL
Dassault MD.360 Cavalier
Dassault Balzac
Dassault Mirage-III V
Fokker-Republic D-24 Alliance
Fiat G.9
Dornier Do 31
Piasecki 16 H Pathfinder
Canadair Model CL-62 C
Nord 500 Cadet
Bell Model 266 Tiltrotor
Lockheed Ah-56 Cheyenne
EWR-VJ 101C
Bell Model 300

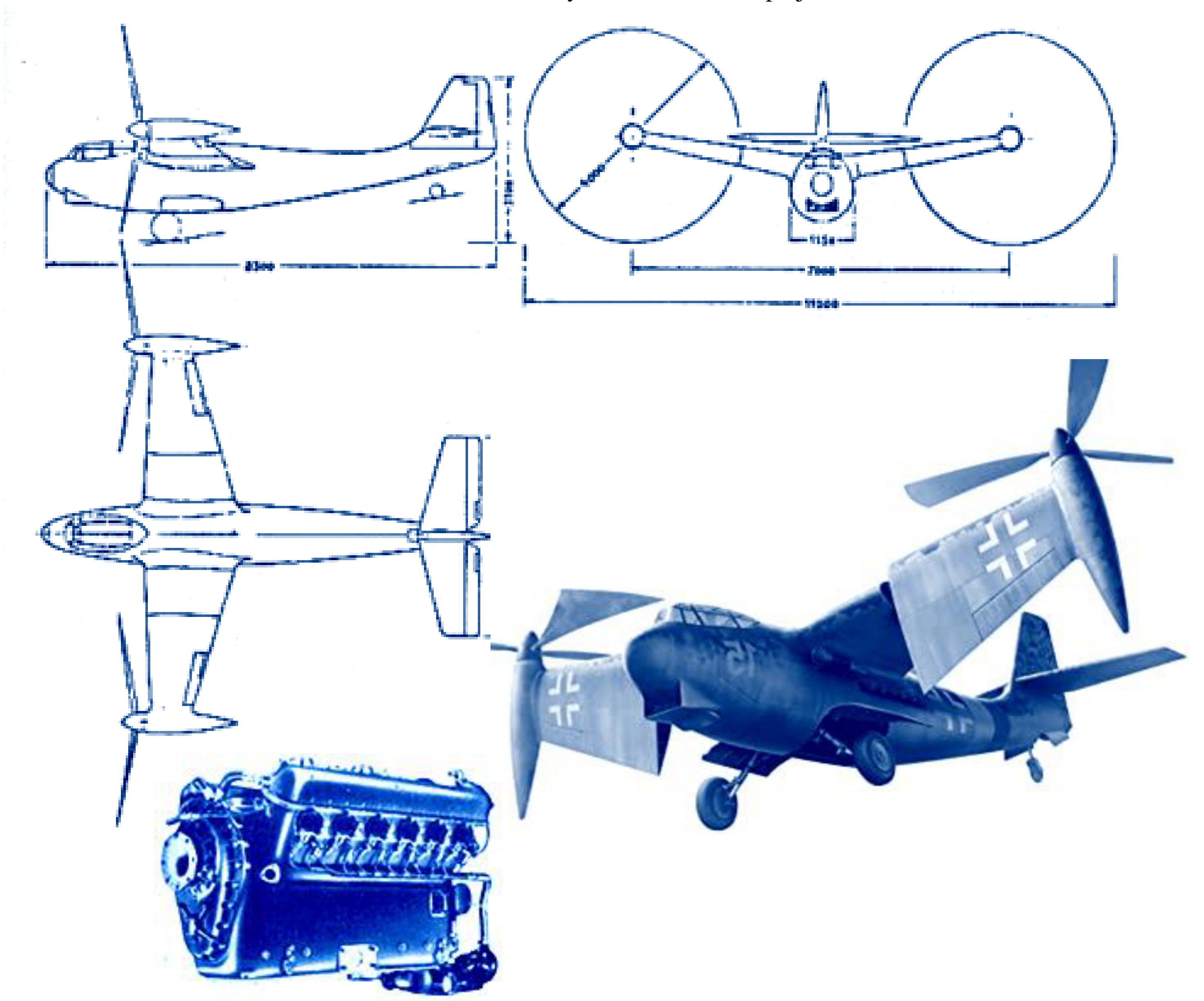
Aeronaves VTOL/VSTOL Décadas 1930 - 1940

Weserflug P.1003

A principios de 1938, en la Alemania nazi se elaboraron los planes para una aeronave de rotor basculante, y el proyecto, denominado P.1003 y creado por Weserflug era un avión monoplano con un fuselaje convencional; se construyó con alas montadas en altura que podían girar a la mitad y con una hélice en cada punta del ala.

Tendría una longitud de 8,3 m; altura de 3,1 m y llegaría a una velocidad máxima estimada en 650 Km/h; llevaría un solo motor Daimler-Benz DB 600 en el medio del fuselaje, y los ejes de transmisión conectaban el motor a las hélices, que eran anormalmente grandes con un diámetro de 4 m, los planes iniciales incluían que la aeronave estuviera equipada con un tren de aterrizaje retráctil.

Para el despegue, toda la parte exterior del ala podía girar 90° para que las hélices apuntaran hacia arriba, una vez en el aire, el ala y la hélice girarían a una posición horizontal, de modo que el avión pudiera emprender un vuelo horizontal; el avión finalmente nunca se construyó debido a la complejidad del sistema VTOL.

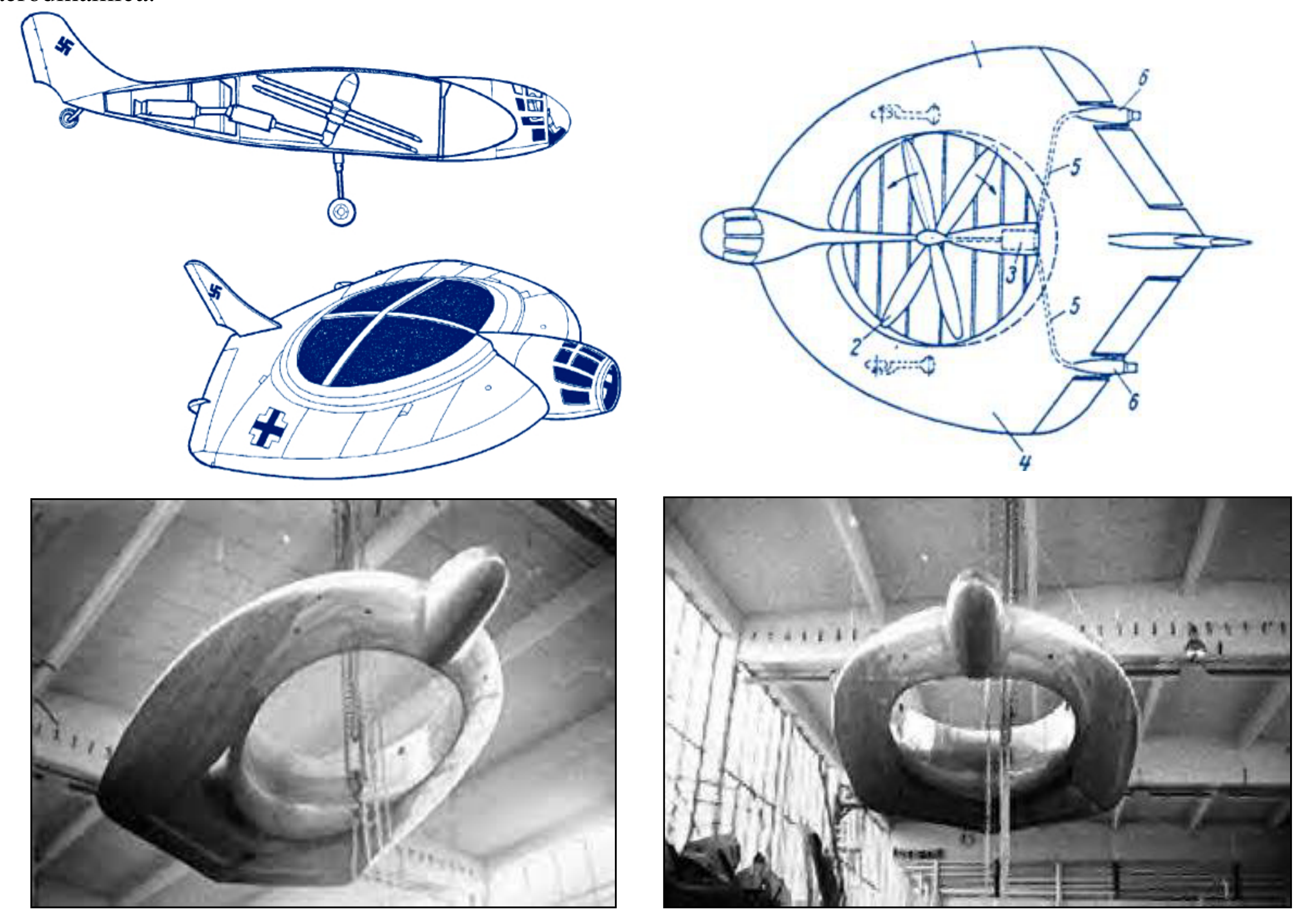


Focke Rochen (Schnellflugzeug)

En 1939 Heinrich Focke patentó la idea de un avión circular con una gran sección aerodinámica y un centro abierto que actuaba como un enorme conducto para hélices gemelas contrarotatorias impulsadas por un motor turborreactor proyectado y diseñado por Focke-Wulf a través de un eje; hacia los últimos años de la II Guerra Mundial, cuando tuvo los datos relevantes para los nuevos motores a reacción comenzó a diseñar el Rochen, también conocido como Schnellflugzeug.

El Focke Rochen habría logrado el vuelo hacia adelante dirigiendo la corriente descendente de las hélices hacia atrás a través de una serie de persianas debajo de ellas, las persianas en sí mismas también podían cerrarse por completo para el vuelo de planeo en caso de falla del motor; la tobera de escape se bifurcaba en dos al final del motor turborreactor y terminaba en dos cámaras de combustión auxiliares ubicadas en los bordes de fuga del ala circular; cuando se añadía combustible, las cámaras de combustión auxiliares actuaban como postquemadores, proporcionando un vuelo horizontal; el control a baja velocidad se lograría variando la potencia de cada cámara auxiliar a través de dos pequeñas boquillas.

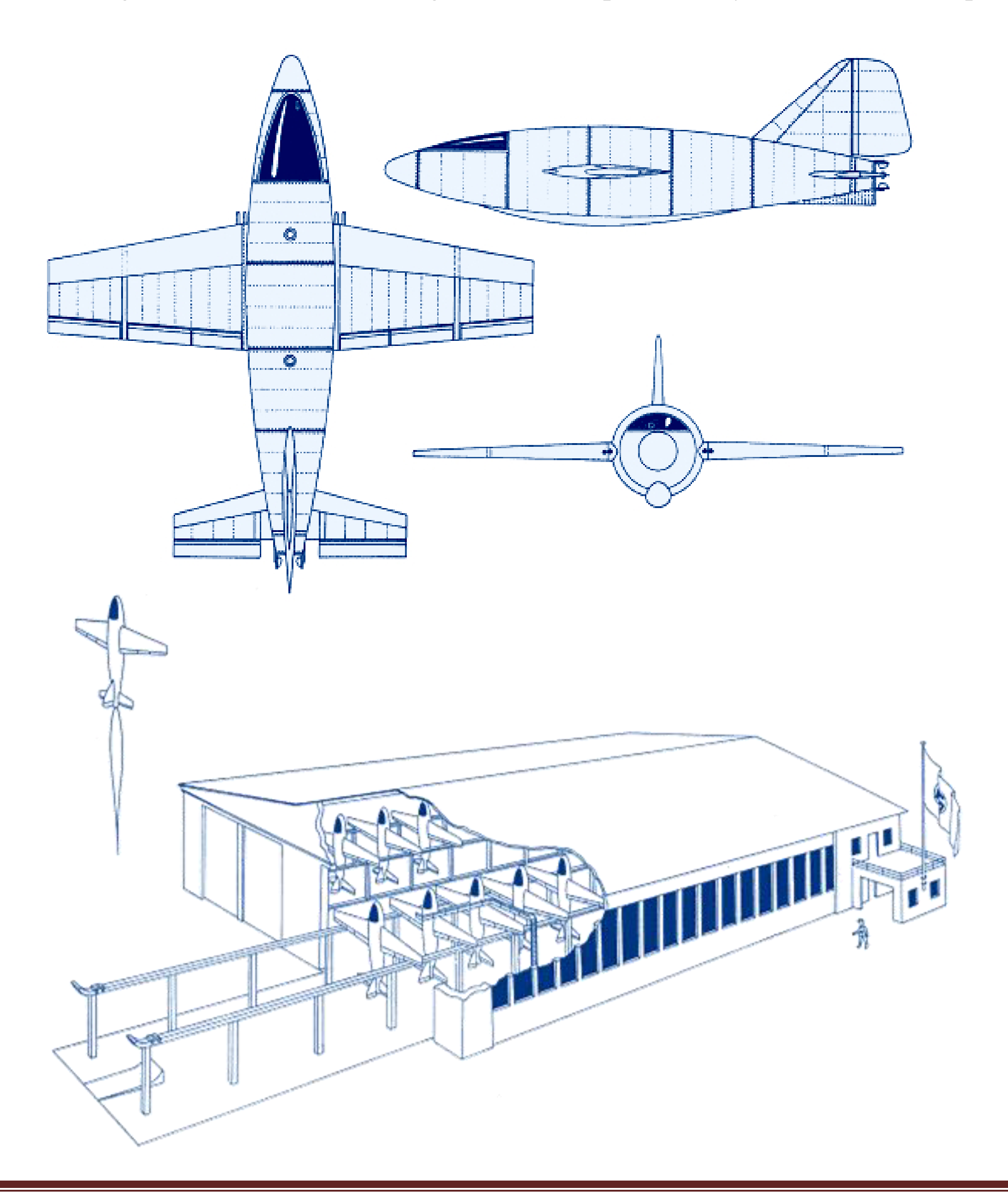
El tren de aterrizaje constaba de las dos patas del tren principal a cada lado de las hélices centrales y una rueda de cola; se proporcionaría una sola aleta y timón para ayudar con la estabilidad lateral a velocidades más altas; el piloto estaría sentado en una góndola de cabina que sobresalía de la parte delantera del fuselaje de sección circular aerodinámica.



Interceptor VTOL von Braun

El 6-06-1939 Werner von Braun enviaría un al Ministerio del Aire alemán un documento en el que exponía sus ideas sobre el diseño de un caza de interceptación tripulado de despegue vertical (VTOL) e impulsado con cohetes, basándose en la experiencia adquirida en Peenemünde con el cohete A-3; von Braun consideraba el diseño de un avión impulsado durante el lanzamiento por un cohete en sentido vertical desde dos rieles guía de 6 m de largo, llegando a los 8000 m de altura controlado por un sistema giroscópico de tres ejes, tendría 9 m de largo y 3 m de altura, con un rango de 15 minutos de vuelo.

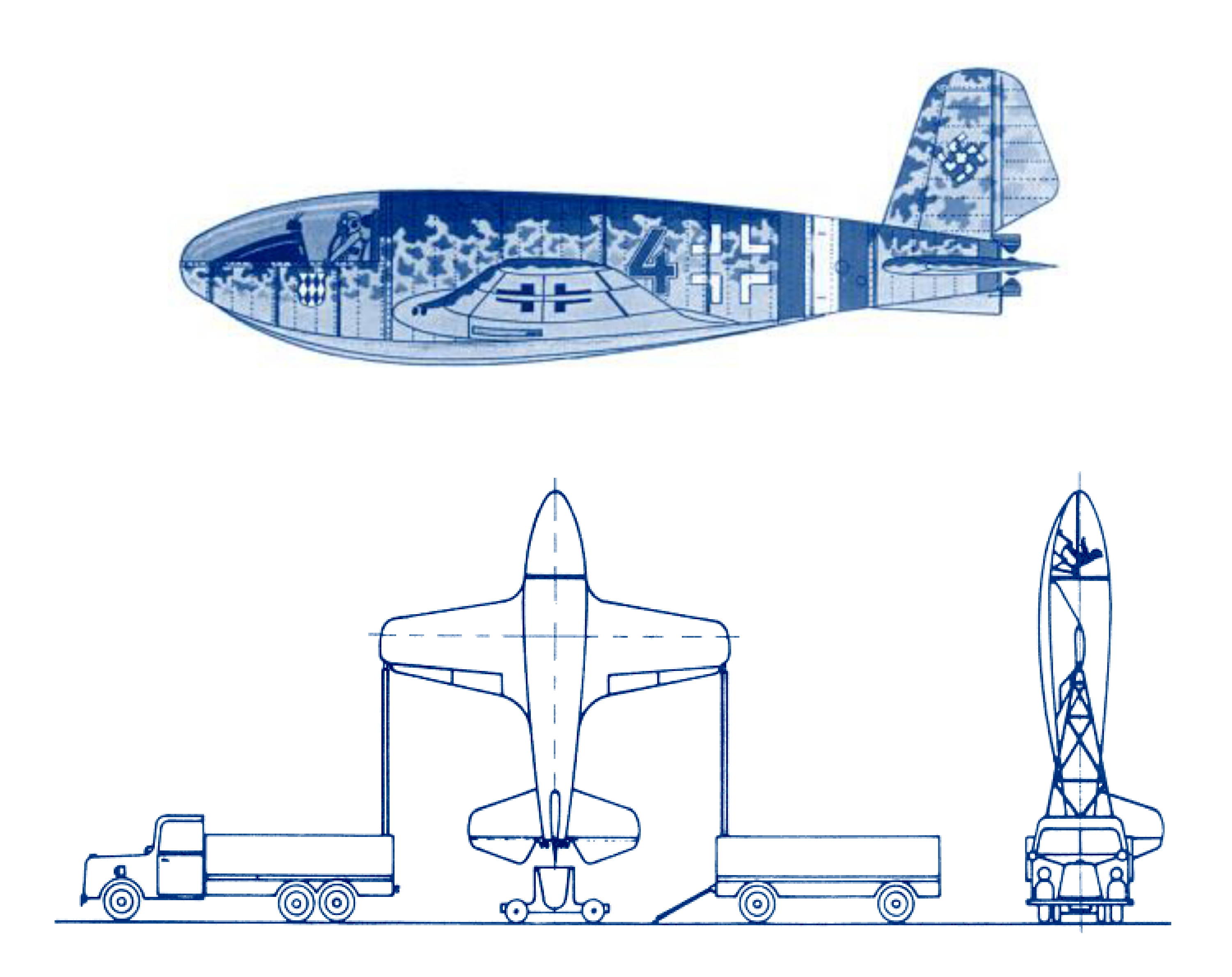
Durante el primer minuto del lanzamiento sería guiado por medio de paletas de grafito en el escape del cohete, al alcanzar la altitud de vuelo, el piloto tomaría el control manual y cambiaría el cohete a crucero usando una cámara de combustión auxiliar, se calculaba que solo con el empuje de la cámara auxiliar se alcanzarían los 700 Km/h; el avión, una vez agotado su combustible, llegaría a la base planeando y aterrizando sobre patines.



También fue diseñada una segunda versión de este avión con características similares al primer diseño, excepto que la unidad de cola tenía un área más pequeña y las alas tenían extremos redondeados, además, los combustibles para cohetes fueron cambiados a otros que eran más fáciles de almacenar; el área de la cabina era ligeramente diferente y el procedimiento de lanzamiento habría sido el mayor cambio; se prescindiría de la instalación de lanzamiento, y se lanzaría desde el mismo camión que se utilizaría para transportarlo.

Los miembros del Dto. Técnico del Ministerio del Aire consideraron el documento como una idea demasiado futurista, la propuesta no fue olvidada y como entonces era la compañía Heinkel la que mas experiencia tenía sobre cohetes, se le pidió a su director de proyectos una opinión, este diría que la propuesta contenía varias ideas interesantes que merecían la pena desarrollar, peso solo tendrían un interés práctico cuando se aumentara la altitud conseguida por el cohete principal y prolongar la duración del vuelo con la cámara auxiliar, en su opinión, el grado de eficiencia en el lanzamiento no ofrecía ninguna ventaja táctica real.

Finalmente el Ministerio del Aire rechazó la propuesta de von Braun por impracticable.



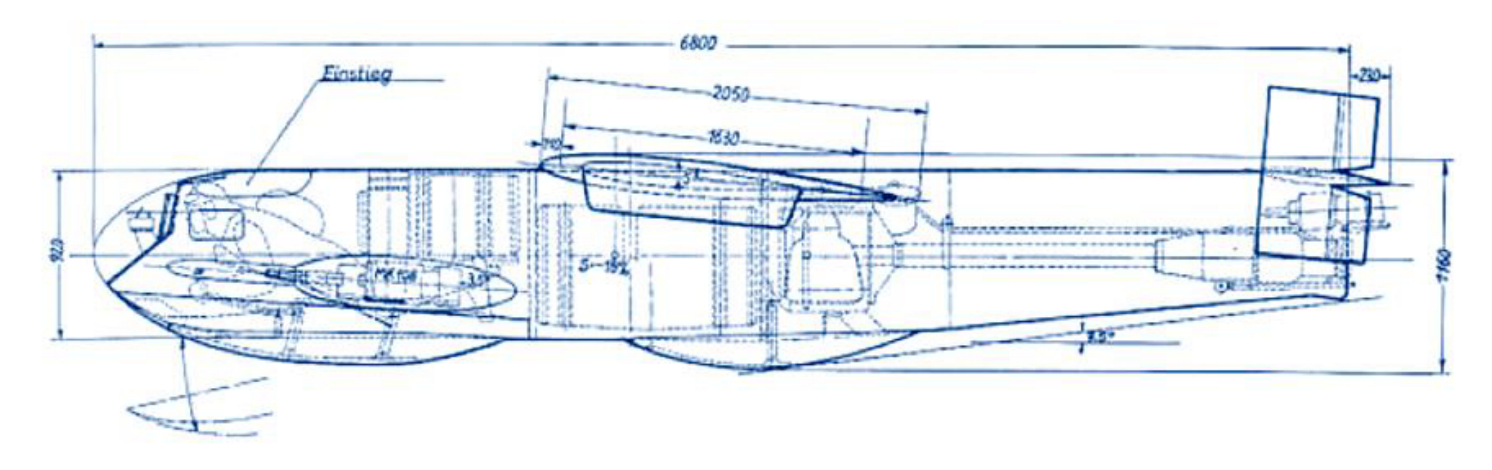
Heinkel P.1077 Julia

A mediados de 1944 el Ministerio del Aire del Reich debido a la necesidad urgente de la Luftwaffe de nuevos aviones caza para contrarrestar la ofensiva aérea que estaban llevando a cabo los aliados sobre suelo alemán, solicitó que se proyectara un pequeño caza de interceptación de defensa local; la mayor parte de las ofertas consistía en cazas propulsados por cohetes; cuando se terminó la evaluación de las propuestas, se adjudicó el concurso al Proyecto P.1077 de Heinkel denominado Julia, que ofrecía dos posiciones para el piloto, acostado y sentado.

Era una reminiscencia del avión que von Brawn había presentado anteriormente, la idea era la de un avión simple que no dependiera de aeródromos y pudiera usarse en grandes cantidades, debía ser lo más fácil de volar, de modo que incluso los pilotos apresurados o mal entrenados pudieran controlarlo; en vista de la escasez de material reinante y la necesidad de poder producir grandes cantidades en el menor tiempo posible, tenía que ser pequeño y fácil de construir hasta el límite de la practicidad, y según el pliego de condiciones, toda la celda debía ser construida de madera por lo que se podía fabricar de forma descentralizada hasta en las carpinterías más pequeñas.

El avión tenía 6,8 m de largo; envergadura de 4,6 m; al finalizar su misión debía posarse sobre patines de madera con gomas absorbente de impacto, sería propulsado por un motor de cohete Walter HWK 509C con cámara auxiliar y 4 cohetes Schmidding de combustible sólido que garantizaría una aceleración extrema en el despegue, los patines y las puntas de las alas debidamente reforzadas se deslizarían a lo largo de los carriles de una rampa casi vertical, los cohetes Schmidding se desprenderían automáticamente una vez consumidos, el piloto automático triaxial, controlado desde tierra, se hacía cargo del control del avión inmediatamente después del desprendimiento de los cohetes; el piloto tenía que prescindir del control automático a una distancia de 2 Km de los bombarderos enemigos.

Los ingenieros calcularon que el Julia ascendería verticalmente a una altitud de 5000 m en 31 seg.; 10000 m en 52 seg., y 15000 m en 72 seg.; su velocidad máxima sería de 900 km/h, dando un tiempo máximo de vuelo con propulsión de cohete de 5 min.; el alcance máximo después de un ascenso vertical a 10000 m sería de unos 65 Km; se planearon dos versiones de cabina, en uno (Julia I) el piloto debía ir acostado boca abajo, y en el otro (Julia II) en una posición sentada convencional (el equipo de desarrollo clasificó la posición tumbada como más cómoda) una salida de emergencia hacia abajo era mucho más fácil de implementar, ya que la salida de un piloto sentado hubiera sido difícil sin un asiento eyectable, además, la armadura para el piloto en posición acostada podía hacerse más pequeña y, por lo tanto, más ligera con la misma protección.



El instrumental y el equipamiento eran básicos, llevaba una mira reflectora normal, el armamento comprendía 2 cañones MK-108 de 30 mm montados casi externamente en la parte delantera del fuselaje, provistos con 60 disparos cada uno, los cuales se disparaban a un ángulo de 3,5° de la horizontal.

A pesar de la situación desesperada de la guerra, el desarrollo del Julia aparentemente siguió adelante bajo una gran presión, a finales de 1944, un modelo a escala 1:8 fue sometido a pruebas en el túnel de viento del Centro Experimental de la Luftwaffe (DVL), también se construyó un maniquí a escala 1:1 para utilizarlo durante las pruebas, pero fue destruido en un ataque aéreo en Viena.

Otro modelo de tamaño completo fue creado por la empresa Schaffer de Linz y se probó en el túnel de viento de Braunschweig a principios 1945; se cree que Schaffer pudo completar tres ejemplares en enero/febrero de 1945; la empresa austríaca Geppert completó cuatro prototipos al 90 %, dos eran planeadores sin motor, designados M-2, los otros dos (denominados M-4) recibirían el motor cohete Walter.

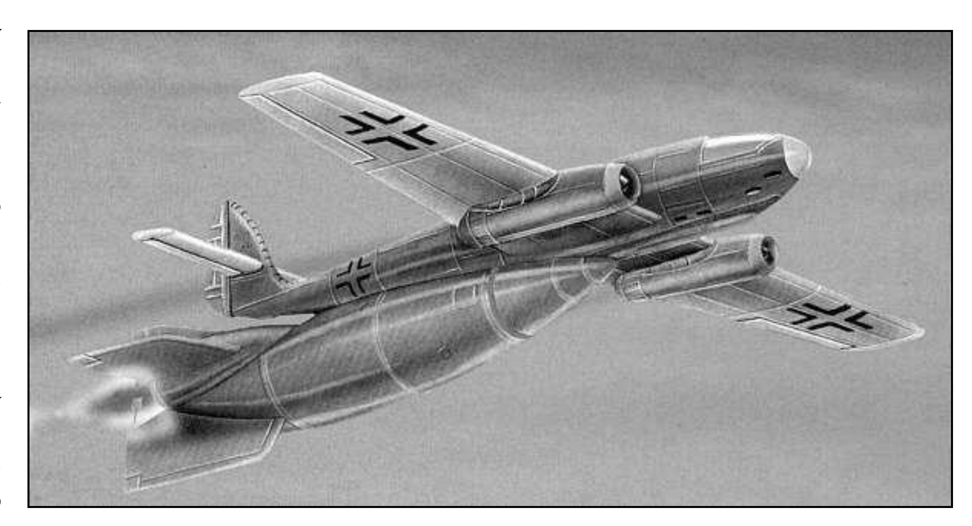
El avión debía ser completado por Schaffer en Linz en marzo de 1945, pero se cree que fue destruido al final de la guerra; el Julia nunca fue desplegado; por su configuración, velocidad y la alta velocidad de aterrizaje, probablemente nunca podrían haber sido dominados por pilotos entrenados muy rápidamente; convirtiéndose en misiones suicidas.



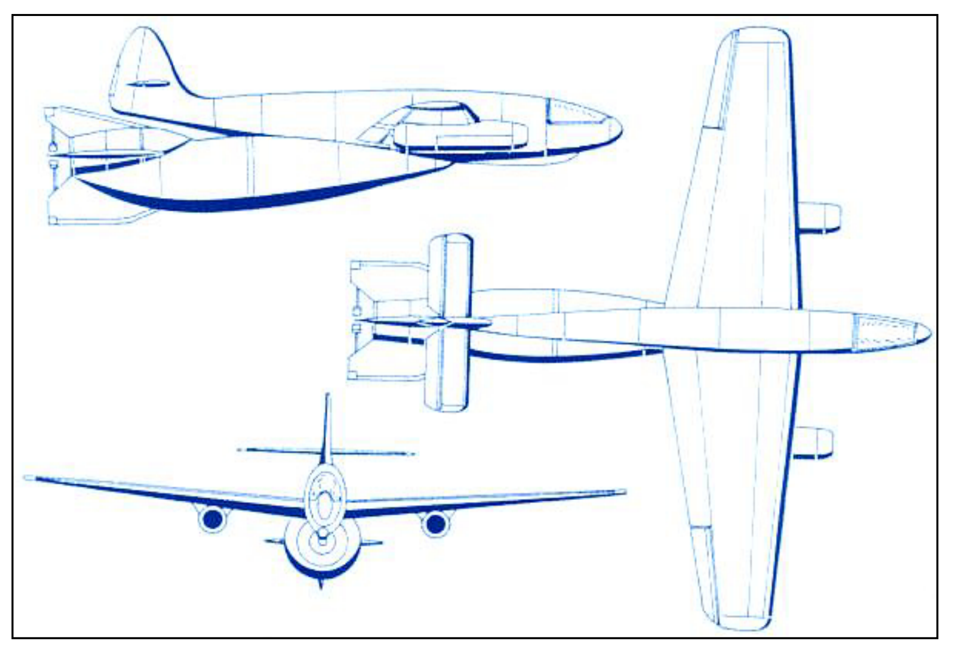


Fieseler Fi-166

El Fi-166 era el diseño de un caza interceptor de gran altitud desarrollado por la compañía alemana Gerhard Fieseler-Werke a principios de 1940; su propulsión sería un sistema mixto, un motor de cohete (o un cohete) solo para el despegue en vertical, combinado con motores turborreactores para el vuelo.



El proyecto inicial combinaría una la célula de un avión Messerschmitt Bf-109, adecuadamente modificado con 2 motores turborreactores Junkers Jumo 004; en ese momento, en las primeras etapas de desarrollo, y tendrían el empuje necesario para sostener el vuelo, y un cohete de propulsor líquido experimental del tipo A-5 en desarrollo en la Base de Peenemünde que se separaría y recuperaría.



Se esperaba que la aeronave, a la que se le asignó la designación Fi-166 Höhenjäger I, con el motor del cohete, llegaría a los 12000 m de altitud, y, una vez agotado el propulsor, regresaría a la tierra usando un paracaídas, Sin embargo, debido a la falta de disponibilidad de los motores Jumo, Bachem se vio obligado a modificar el diseño original confiando el empuje necesario exclusivamente al motor del cohete.

El nuevo diseño, identificado como Fi-166 Höhenjäger II, fue similar al anterior, excepto por la configuración de dos plazas, no tendría las góndolas que contendría los turborreactores y el despegue vertical sería por medio de una rampa de lanzamiento; finalmente, el proyecto fue rechazado porque el concepto se consideraba poco práctico.

Aunque su desarrollo fue prohibido en 1944, debido a la situación de guerra y la necesidad de tener aviones capaces de interceptar ataques aéreos enemigos en los cielos de Alemania, Bachem fue contactado e instado a seguir desarrollando el proyecto y basado en la experiencia previa, comenzó el desarrollo del Bachem Ba-349 Natter.

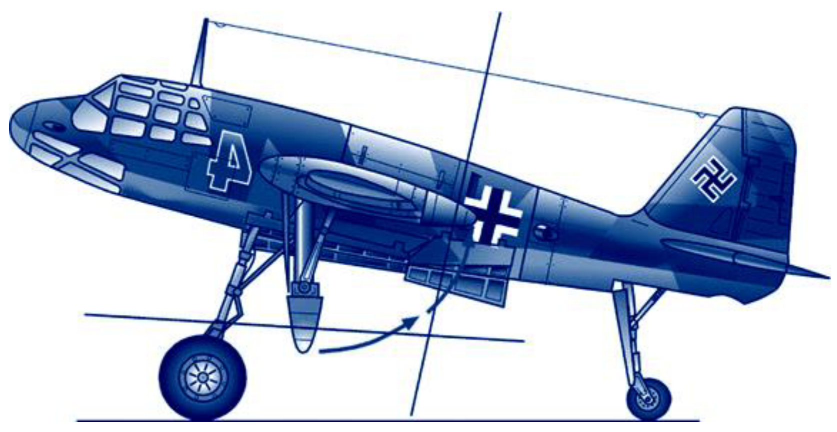
Focke-Achgelis Fa-269

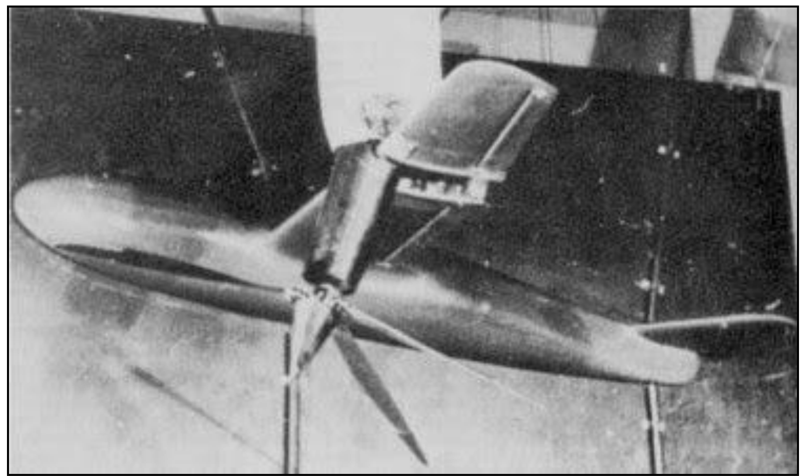
Diseñado en 1943, fue un ambicioso proyecto de convertiplano, el Fa-269 fue el resultado de una orden de estudio de diseño que fue emitida por el Ministerio del Aire del Reich a Focke-Achgelis; la orden requería un caza de defensa local que combinaría las capacidades VTOL de un helicóptero, con la velocidad y economía de un avión de ala fija.

Con una tripulación de un piloto; 8,93 m de longitud; 10 de envergadura y una velocidad máxima estimada en 570 Km/h, el Fa 269 debía haber sido propulsado por un solo motor radial BMW 801 enfriado por aire ubicado dentro del fuselaje detrás de la cabina, que debía haber impulsado ejes de transmisión transversales en los bordes de ataque del ala fija, los ejes girarían rotores de tres palas a través de cajas de cambios sincronizadas; el plano de rotación de los rotores se habría podido girar 80° utilizando ejes de extensión en ángulo.

Se propuso que el Fa-269 adoptaría un alto ángulo de ataque cuando estuviera en reposo utilizando unidades de tren de aterrizaje extremadamente largas; para el despegue vertical, los rotores se bajarían hasta que su plano de rotación fuera paralelo al suelo; para la transición al vuelo convencional después del despegue, los ejes de extensión debían pivotar hacia atrás y los rotores se comportarían como hélices de empuje.

Se llevaron a cabo una gran cantidad de pruebas en el túnel de viento, junto con trabajos en cajas de cambios, transmisiones y mecanismos de pivote de potencia, y se construyó una maqueta a escala real de la aeronave para demostrar el concepto VTOL, pero gran parte fue destruido por los bombardeos aliados y el trabajo se archivó en 1944, cuando Focke-Achgelis estimó que había pocas probabilidades de que un prototipo estuviera disponible antes de 1947.





Bachem Ba-349 Natter

En 1943, la superioridad aérea de la Luftwaffe estaba siendo desafiada por los aliados y se requerían algunas innovaciones para superar la crisis; los misiles tierra-aire parecían ser un enfoque prometedor para contrarrestar la ofensiva; se inició una variedad de proyectos, pero invariablemente los problemas con los sistemas de guía y localización impidieron que ninguno de estos alcanzara el estado operativo, proporcionar un misil con un piloto que podía operar un arma durante la breve fase de aproximación terminal, ofrecía una solución.

El Ba-349 Natter de Erich Bachem fue un desarrollo en el que había trabajado en Fieseler con el concepto Fi-166; estaba construido con piezas de madera encoladas y clavadas con una mampara blindada y un parabrisas de vidrio antibalas en la parte delantera de la cabina.

El plan inicial era impulsar a la aeronave con un motor cohete Walter HWK 109-509 A-2 (pero, solo estaba disponible el motor HWK 109-509A-1) junto a cuatro cohetes de combustible sólido Schmidding SG-34 montados en el flanco trasero que serían utilizados en su lanzamiento vertical para proporcionar un empuje adicional durante 10 seg. antes de que se quemaran y fueran desechados.

En una de las primeras propuestas de agosto de 1944, el diseño del Natter tenía una nariz de hormigón; se sugirió que el avión podría embestir a un bombardero, pero esta propuesta se retiró posteriormente, Bachem declaró claramente en la propuesta inicial que el Natter no era un arma suicida y le dedicó mucho esfuerzo al diseño de características de seguridad para el piloto; este diseño tenía una ventaja importante sobre sus competidores, porque eliminaba la necesidad de aterrizar planeando y sin motor en una base aérea, lo que hacía que el avión fuera extremadamente vulnerable al ataque de los cazas aliados.

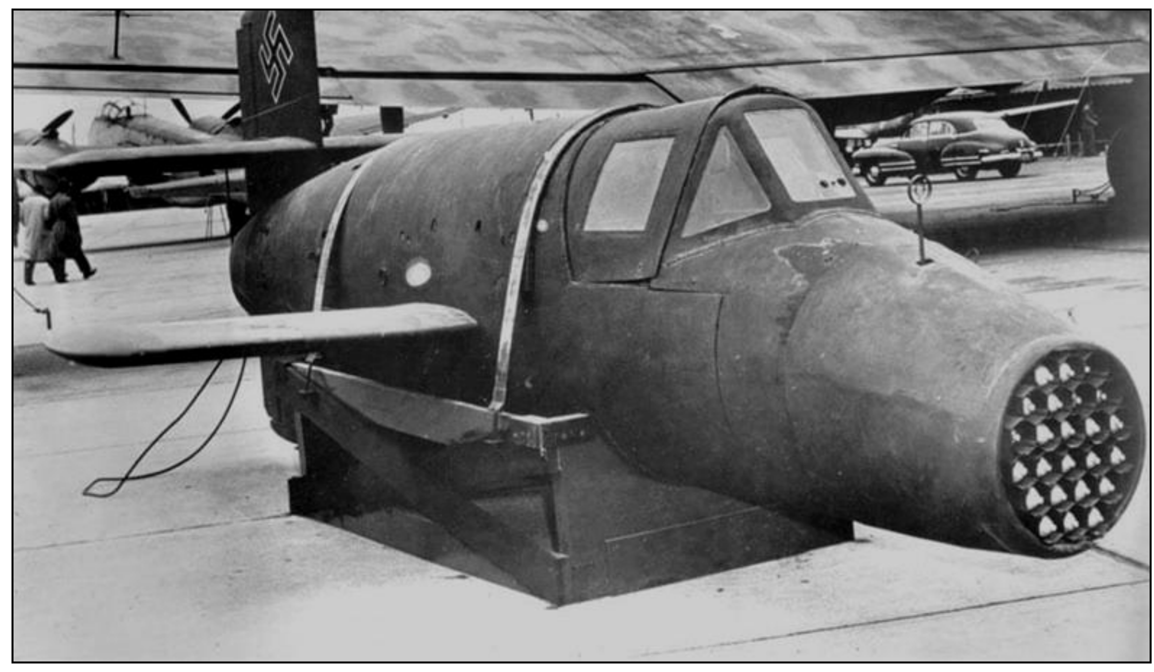
El jefe de las SS, Himmler se interesó por el Ba-349 Natter apoyando plenamente el proyecto, a mediados de 1944, la Oficina Técnica de las Waffen-SS hizo un pedido para que Bachem desarrollara y fabricara el Natter en su fábrica de Waldsee; en diciembre de 1944 el proyecto quedó en gran parte bajo el control de las SS, siendo la única vez que interfirieron significativamente con el diseño de aeronaves y estrategia de combate aéreo.



El Ba-349 Natter tenía 6 m de longitud; 2,25 m de altura; 4 m de envergadura; peso de 2,2 tn; llevaba un motor cohete Walter HWK 109-509C-1 y 4 cohetes propulsores de combustible sólido Schmidding SG-34; su velocidad de crucero era de 800 Km/h; su velocidad máxima sería de 1000 Km/h; techo de servicio de 12000 m; su alcance era de 60 Km luego de ascender a 3000 m; 55 Km luego de ascender a 6000 m; 42 Km luego de ascender a 9000 m; y 40 Km luego de ascender a 10000 m; como armamento llevaría 24 cohetes de 73 mm Henschel Hs 297 o cohetes de 55 mm R4M o 2 cañones MK-108 de 30 mm (propuesto).



Los prototipos experimentales se deslizarían por una torre de lanzamiento vertical de 20 m de altura para una longitud de deslizamiento máxima de 17 m en tres guías, una para cada punta del ala y otra para la punta inferior de la aleta caudal ventral, cuando el avión abandonara la torre, se esperaba que hubiera alcanzado la velocidad suficiente para permitir que sus superficies aerodinámicas proporcionaran un vuelo estable, sería guiado hasta la proximidad de los bombarderos aliados por un piloto automático con la posibilidad de una guía adicional similar a la utilizada en algunos lanzamientos de cohetes V-2, solo entonces el piloto tomaría el control, apuntaría y dispararía el armamento (originalmente eran 19 cohetes R4M de 55 mm) luego se sugirió colocarle 28 cohetes R-4M o cohetes Henschel Hs-297 de 73 mm, los cohetes serían disparados desde tubos montados en la nariz del avión, al volar por encima de los bombarderos (momento en el cual su motor Walter probablemente se habría quedado sin propulsor) y después del ataque con sus cohetes, el piloto volaría en picado y planearía hasta una altitud de 3000 m, soltaría la nariz del avión, y un pequeño paracaídas de frenado desde el fuselaje trasero desaceleraría al avión, luego el piloto sería lanzado hacia delante por su propia inercia y aterrizaría mediante su paracaídas personal.

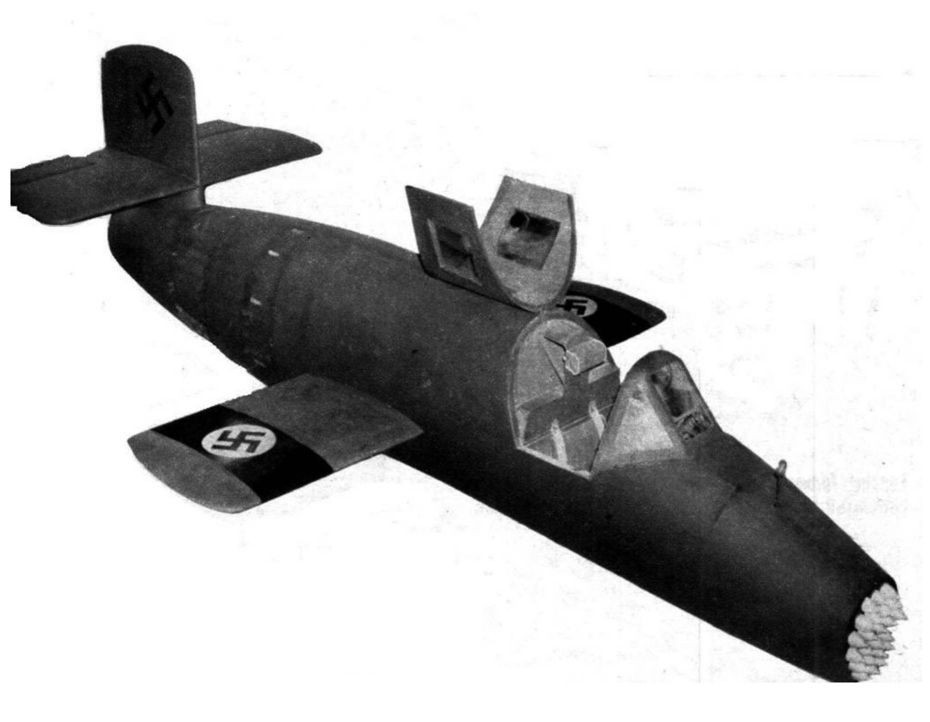


Las pruebas del túnel de viento en un modelo de madera, escalado al 40 % del tamaño completo, se realizó en el Instituto de Aerodinámica de Berlín en 1944 a velocidades de hasta 504 Km/h, los resultados de estas pruebas se informaron a principios de 1945 a Bachem-Werk y se llevaron a cabo más pruebas en las instalaciones de Braunschweig, finalmente, Bachem-Werk recibió una declaración de que se debían esperar cualidades de vuelo satisfactorias con velocidades de hasta 1100 Km/h.

La construcción del primer prototipo experimental se completó el 4-10-1944, luego, se hizo referencia al V-1 como Baumuster1 (BM-1), más tarde se eliminó la B y se los conoció como M, los vuelos de planeadores tripulados comenzaron el 3-11-1944, el primer planeador M-1 fue remolcado a unos 3000 m por un bombardero He-111 con un cable; después de llevar a cabo el programa de prueba del M-1, el avión se estrelló contra el suelo, se descubrió que el cable de remolque y, en el caso del M-3, el tren de aterrizaje interfería con las características de vuelo del planeador y, en consecuencia, los resultados eran difíciles de interpretar.

El primer despegue vertical no tripulado (M-16) exitoso desde la torre de lanzamiento experimental ocurrió el 22-12-1944, estaba propulsada únicamente por los propulsores sólidos Schmidding, al igual que todas las primeras pruebas de lanzamiento vertical; hasta el 1-03-1945 inclusive, se habían utilizado 16 prototipos, 9 en pruebas de planeadores y 8 en pruebas de despegue vertical.

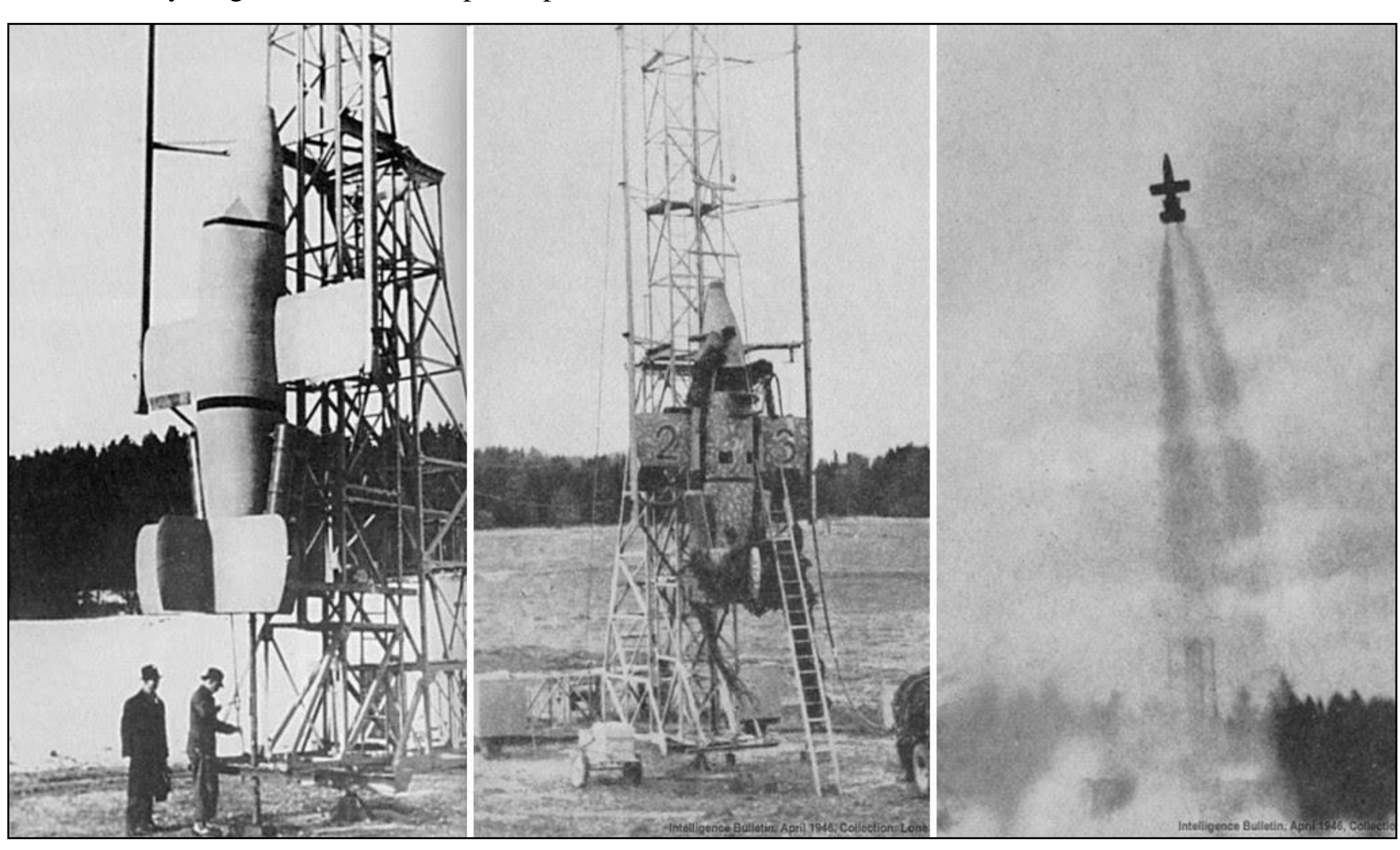
El 25-02-1945, el prototipo M-22 estaba en la torre de lanzamiento, era un avión operativo lo más completo posible con el motor HWK 109-509 A-1 instalado por primera vez, en la cabina estaba un piloto ficticio, el despegue fue exitoso y el M-22 ascendía bajo la potencia combinada de los cuatro propulsores y el motor Walter; con un empuje total estimado de 6,5 tn; la nariz se separó según lo programado y el piloto ficticio descendió de forma segura con su paracaídas, el resto del fuselaje descendió con dos grandes paracaídas, pero cuando golpeó el suelo, los propulsores hipergólicos residuales del motor cohete Walter explotaron y el avión quedó destruido.





El 1-03-1945 Lothar Sieber, piloto de pruebas voluntario de la Luftwaffe, subió a la cabina del prototipo M-23 con combustible completo; el avión estaba equipado con un transmisor FM con el fin de transmitir datos de vuelo desde varios sensores de monitoreo y se le proporcionó un intercomunicador utilizando un sistema similar al usado en los vuelos de planeadores tripulados; el motor cohete Walter se aceleró al máximo y Sieber pulsó el botón para encender los 4 propulsores sólidos; inicialmente, se elevó verticalmente, pero a una altitud de aproximadamente 100 a 150 m, el avión de repente se inclinó en una curva invertida a unos 30 ° de la vertical; a unos 500 m, se vio que el dosel de la cabina salía despedido; la aeronave siguió ascendiendo a gran velocidad en un ángulo de 15° con respecto a la horizontal, desapareciendo entre las nubes; el motor cohete se detuvo unos 15 seg después del despegue (se estimó su alcance en 1500 m) el piloto probablemente estaba inconsciente mucho antes del accidente; Bachem supuso que Sieber, bajo el efecto de la aceleración, había tirado involuntariamente hacia atrás la palanca de control; el examen del dosel, que cayó cerca del sitio de lanzamiento, mostró que la punta del pestillo estaba doblada, sugiriendo que era posible que no haya estado en la posición completamente cerrada en el momento del lanzamiento; el apoyacabeza del piloto había sido fijado a la parte inferior de la capota y, cuando la capota salió despedida, probablemente rebotó en la mampara superior trasera de madera maciza de la cabina, golpeando a Sieber (ya inconsciente); el motor cohete Walter probablemente dejó de funcionar porque el avión se encontraba al revés y posiblemente entró aire en las tuberías de admisión de los tanques del propulsor, parando al motor; Sieber se había convertido en el primer hombre en despegar verticalmente desde el suelo con un avión cohete, luego de su muerte, los 8 vuelos posteriores fueron sin tripulantes.

El accidente reforzó la creencia de Bachem de que el despegue y el vuelo en las cercanías de los bombarderos objetivo deberían estar completamente automatizados, se reforzó el pestillo del dosel y se fijó el apoyacabeza al tablero trasero de la cabina; antes de la introducción del piloto automático en el programa de prueba, la columna de control tendría un dispositivo de bloqueo temporal que permitiría a la aeronave ascender verticalmente hasta al menos 1000 m y luego ser comandada por el piloto.



Según Bachem, al final de la II GM se produjeron un total de 36 aviones en Bachem-Werk, en Waldsee, hasta abril de 1945 se habían utilizado 17 aviones en pruebas no tripuladas, 5 planeadores (todos colgados debajo de un He-111) y 12 aviones en pruebas de lanzamiento, se prepararon 5 aviones para pruebas tripuladas, 4 planeadores y una versión para lanzamiento.



El prototipo M-3 voló dos veces, luego se reconstruyó y se le dio el nuevo código BM-3 pero nunca volvió a volar, hasta principios de 1945 se realizaron un total de 22 lanzamientos y existían 14 aviones más terminados o casi terminados (4 eran prototipos A1 operativos construidos para lanzamiento de prueba desde un lanzador de postes de madera, diseñado para despliegue en el campo) hay pruebas documentales de dos lanzamientos desde postes de madera en abril de 1945, se construyeron 10 aviones operativos A1, llamados K-M para la Operación Krocus.

El destino de estos 14 aviones Natter A1 fue, 3 fueron disparados desde la torre de lanzamiento vertical, 4 fueron quemados en Waldsee, 2 fueron quemados en Lager Schlatt, Austria, 4 fueron capturados por tropas de Estados Unidos en Sankt Leonhard im Pitztal, Austria, y uno, que había sido enviado como modelo de muestra a una fábrica en Turingia, fue capturado por el ejército de la URSS.

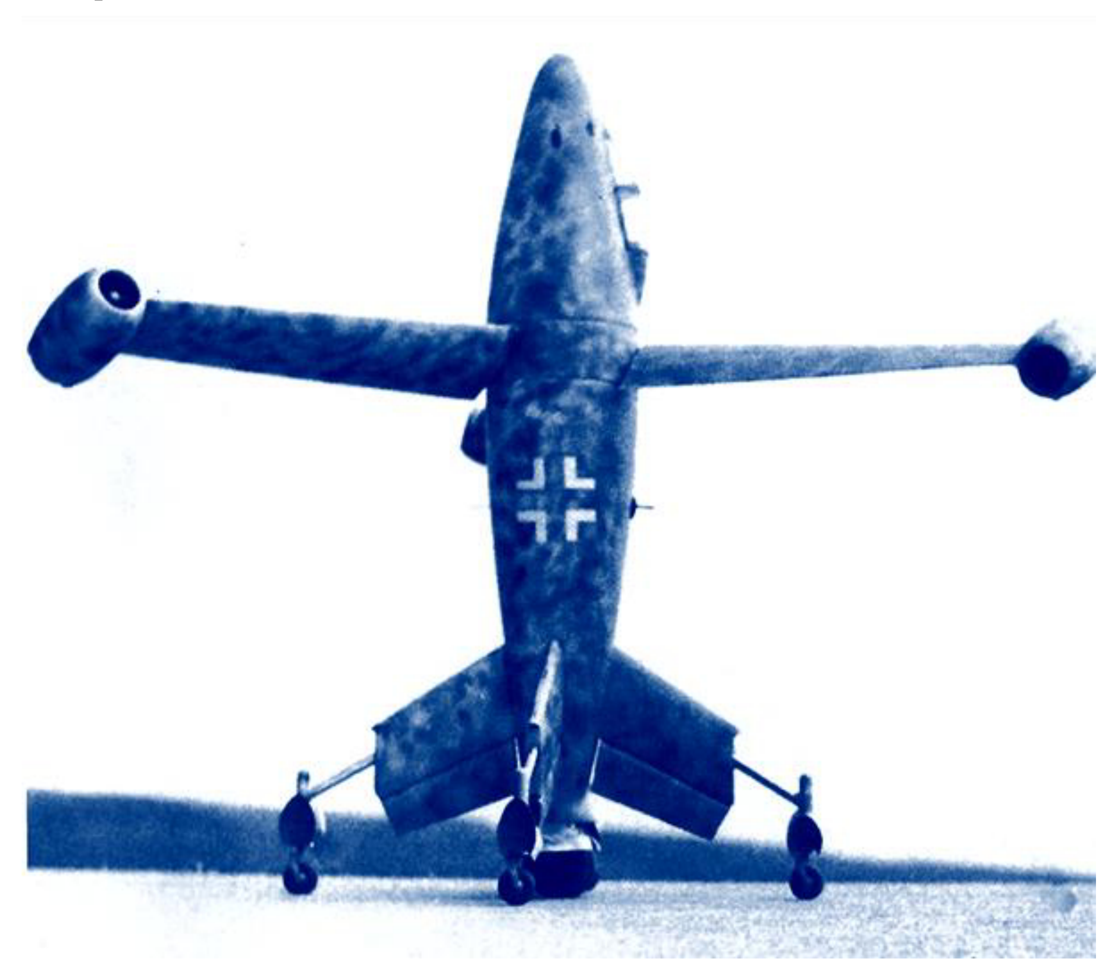


Focke-Wulf Triebflügel

Fue un concepto de un avión interceptor tipo VTOL para la defensa de fábricas o áreas que tenían aeródromos pequeños o inexistentes, y fue diseñado en 1944 durante la fase final de la II GM; era de un solo tripulante, con una longitud de 9,15 m; envergadura de 11,5 m; su planta motriz estaría compuesta por 3 estatorreactores Pabst, 3 cohetes de combustible líquido Walter y 2 unidades RATO Walter 109-501; su velocidad máxima sería de 1000 Km/h; techo de servicio de 15300 m, llevaría como armamento 2 cañones MK-103 de 30 mm y 2 cañones MG-151 de 20 mm.

Su diseño era particularmente inusual, no tenía alas, y toda la sustentación y empuje eran proporcionadas por un conjunto de rotor/hélice, cuando el avión estaba en posición vertical, los rotores habrían funcionado de manera similar a un helicóptero, al volar horizontalmente, funcionarían más como una hélice gigante, las tres palas del rotor estaban montadas en un anillo sostenido por cojinetes, lo que permitía la rotación libre alrededor del fuselaje, el final de cada pala tendría un estatorreactor.

Para poner en marcha los rotores, se habrían utilizado cohetes simples, a medida que aumentaba la velocidad, el flujo de aire habría sido suficiente para que los estatorreactores funcionaran, el paso de las palas podría variarse con el efecto de cambiar la velocidad y la sustentación producida, no había un par de reacción que provocara una contrarrotación del fuselaje, ya que los estatorreactores impulsarían las palas del rotor, el combustible sería transportado en los tanques del fuselaje y se canalizaría a través del anillo de soporte central y a lo largo de los rotores hasta los impulsores.

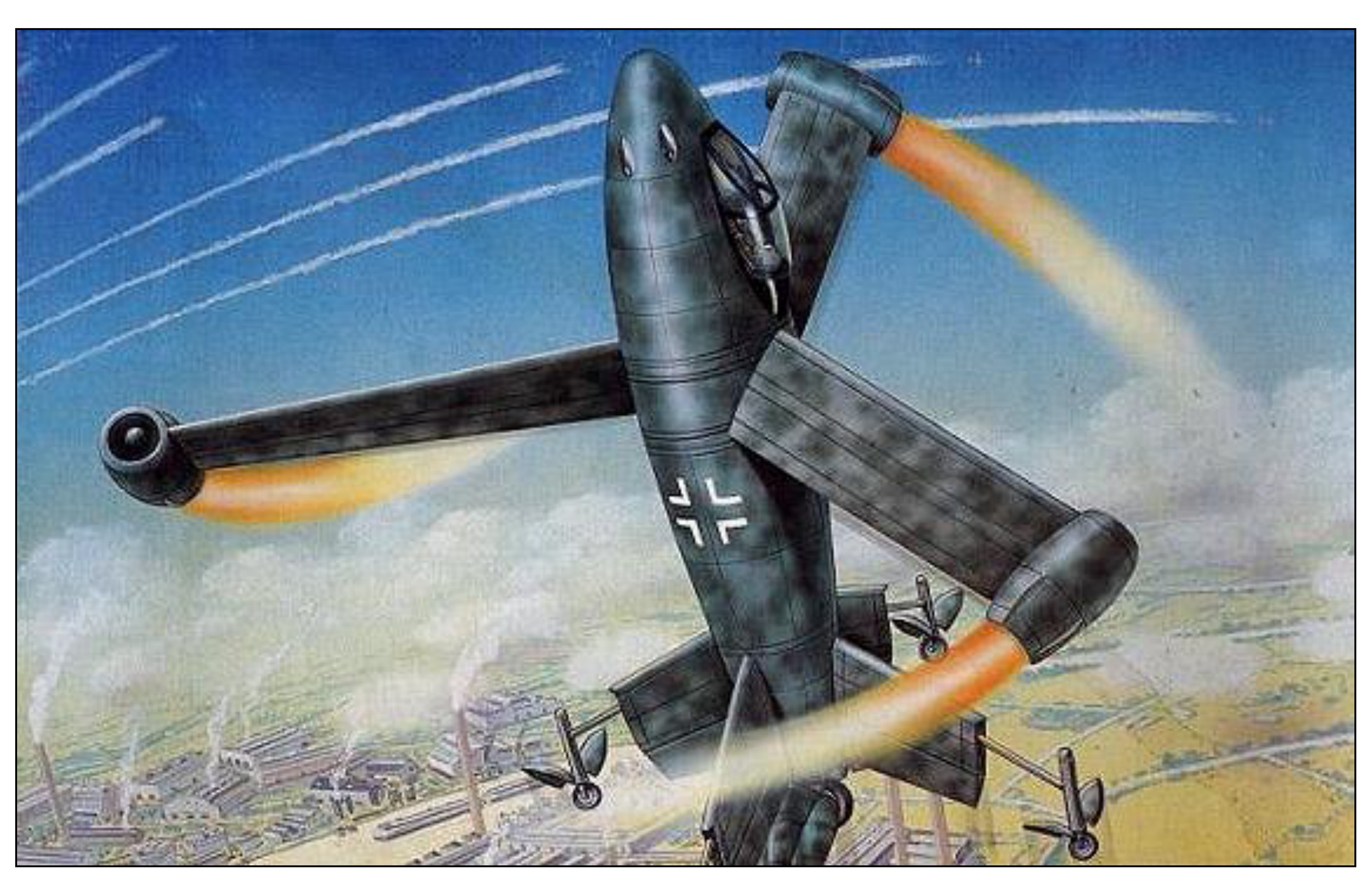


Un empenaje cruciforme en la parte trasera del fuselaje constaba de 4 planos de cola equipados con alerones móviles que también funcionarían como timones y elevadores combinados, el plano de cola habría proporcionado un medio para que el piloto controlara la tendencia del fuselaje a girar en la misma dirección que el rotor, causada por la fricción del anillo del rotor, además de controlar el vuelo en cabeceo, balanceo y guiñada.

Una rueda de grandes dimensiones y suspendida en el extremo del fuselaje sería el tren de aterrizaje principal, y cuatro pequeñas ruedas giratorias sobre puntales extensibles al final de cada plano de cola para su estabilización en el suelo.

Al despegar, los rotores estarían inclinados para dar sustentación de manera similar a un helicóptero, una vez que la aeronave hubiera alcanzado la altitud suficiente, el piloto la inclinaba para nivelar el vuelo; los rotores continuarían girando en vuelo nivelado; el vuelo hacia adelante requería de un ligero cabeceo con la nariz hacia arriba para proporcionar cierta sustentación, así como principalmente un empuje hacia adelante.

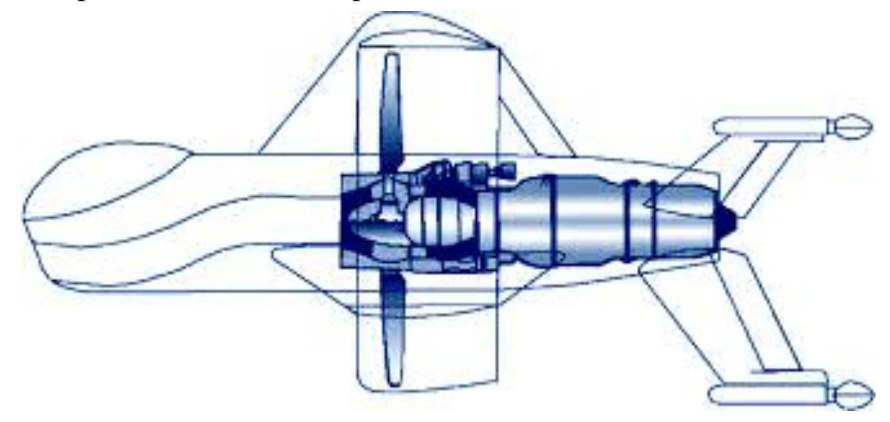
Para aterrizar, la aeronave tenía que reducir su velocidad e inclinar el fuselaje hasta que la nave estuviera en posición vertical, entonces se podría reducir la potencia y descendería hasta que el tren de aterrizaje descansara en el suelo, una maniobra complicada y probablemente peligrosa, dado que el piloto estaría sentado mirando hacia arriba y el suelo estaría detrás de su cabeza en esta etapa, a diferencia de otros aviones que despegaban y aterrizaban sobre su cola (Tail Sitter), el asiento del piloto se fijaba en la dirección de vuelo hacia adelante, el rotor giratorio también no permitía ver hacia atrás, esta aeronave inusual para su época solo había llegado a las pruebas en el túnel de viento cuando las fuerzas aliadas llegaron a las instalaciones de producción, por lo que nunca se pudo construir un prototipo completo .



Heinkel Wespe

Prototipo de caza VTOL con una tripulación de un solo piloto, su peso máximo al despegue sería de 5,6 tn y 10 m de alto, llevaría como planta motriz un motor turbohélice Heinkel-Hirth HeS 021 (desarrollo del turborreactor HeS 011) con una hélice propulsora de 6 aspas, y alimentado por una toma de aire situada debajo de la cabina del piloto; su velocidad máxima operativa sería de 800 Km/h, techo de vuelo de 5000 m y como armamento llevaría 2 cañones MK-108 de 30 mm y 4 misiles filoguiados Ruhrstahl X-4, la aeronave despegaría y aterrizaría a través de 3 trenes de aterrizaje que serían cubiertos en vuelo por razones aerodinámicas, el piloto se sentaba en una posición normal en la nariz del vehículo.

Fue diseñado a fines de 1944 para su utilización como defensa sobre las fábricas y otros puntos sensibles al bombardeo aliado, su desarrollo no se llevó a cabo debido a la proximidad del final de guerra, pero dejó su diseño al siguiente avión de este tipo realizado en esta época, el Heinkel Lerche.

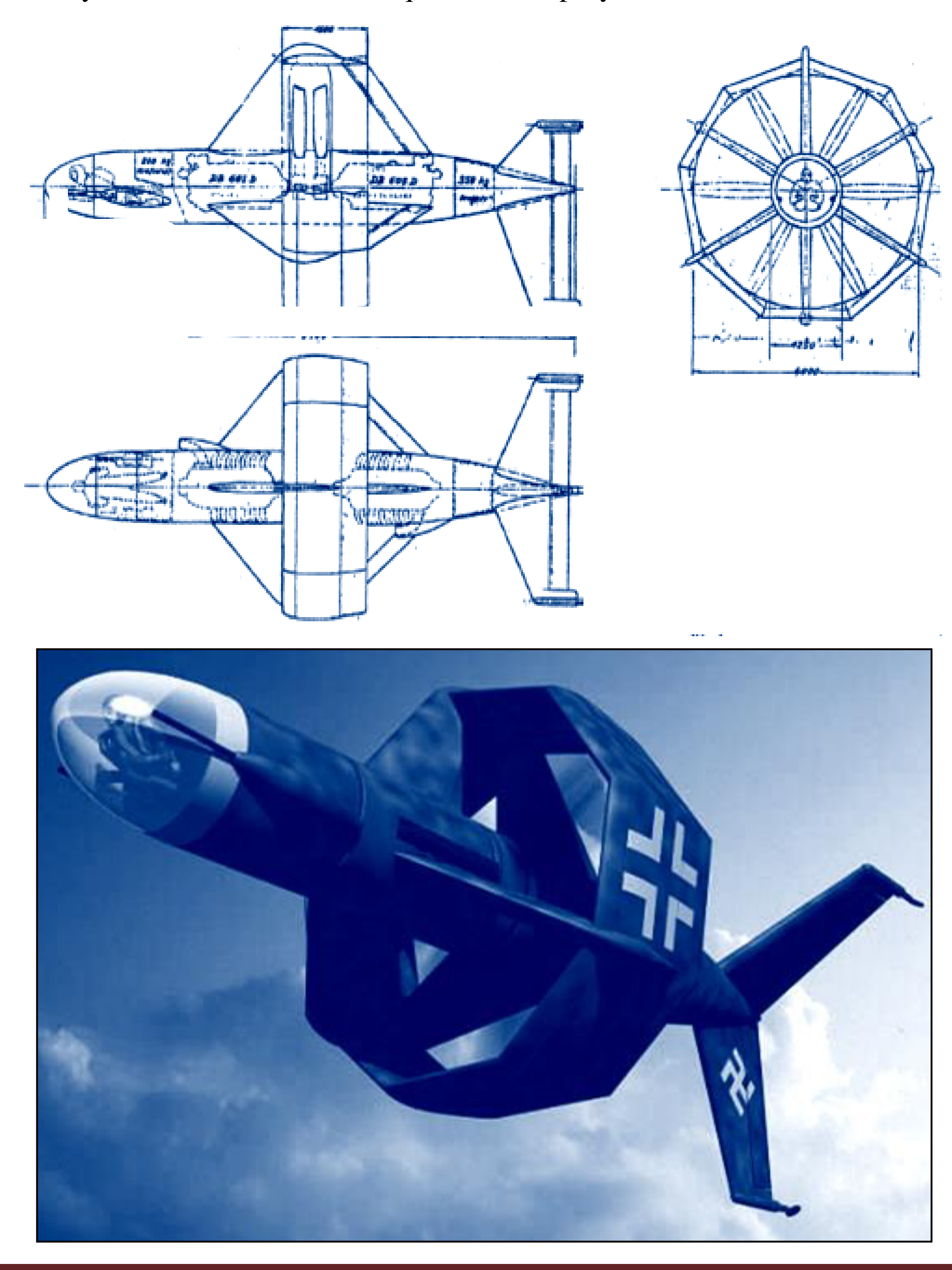




Heinkel Lerche

El 25-02-1945, un ingeniero de Heinkel en Viena comenzó su trabajo del diseño de esta extraña aeronave, basada en el Heinkel Wespe; tendría características VTOL, despegaría y aterrizaría sobre su cola pero volaría horizontal como un avión convencional, el piloto iría situado en la nariz, de pie en el momento de despegue y tumbado durante el vuelo; sería propulsado por dos hélices contrarotativas encapsuladas en un ala circular, el armamento consistía en dos cañones MK 108 de 30 mm.

Este diseño notablemente futurista comenzó a ser desarrollado en 1944 y fue concluido en marzo de 1945, los principios aerodinámicos del ala anular eran bastante fiables, pero la propuesta se enfrentó con toda una serie de problemas de control y fabricación sin resolver, que harían al proyecto muy poco viable.



Trascendental Model 1G

Transcendental Aircraft Co. fue formada por ex trabajadores de Piasecki en 1945 para la investigación de la tecnología de rotor basculante y construyó el avión de cabina abierta de un solo asiento Model 1G en 1951.

Un motor Lycoming O-290-A de 160 hp impulsaba rotores de tres palas en cada punta del ala; el motor de pistón tenía una caja de reducción manual de dos velocidades que impulsaba los ejes hacia abajo de cada ala; en el pivote, tres ejes concéntricos suministraban entrada a los rotores para el ángulo de inclinación, el paso cíclico y el paso colectivo como los que utiliza un helicóptero, para su uso en modo helicóptero, mientras que se instalaron alerones, elevadores y un timón convencionales en las alas y la cola de la aeronave para controlar la aeronave en modo avión; a la velocidad máxima del motor de 3000 rpm, la velocidad del rotor para el vuelo estacionario era de 240 rpm, mientras que para el vuelo horizontal era de 633 rpm.

Los rotores necesitaban 3 minutos para realizar la transición a 82° de inclinación durante la conversión, incluido el cambio de marcha, el Model 1G tenía una altura era de 2,7 m, fuselaje con una longitud de 7, 9 m de largo y una envergadura de 6,40 m, y pesaba 794 Kg cargado; realizó más de 100 vuelos antes de perderse en un accidente el 20-06-1955 debido a una falla mecánica en el control del rotor, su velocidad máxima era de aproximadamente 160 mph y tenía un techo de servicio de 1500 m.

El desarrollo fue lento debido a la escasez de fondos, con el prototipo lo suficientemente completo como para permitir la prueba en un banco de pruebas en tierra en 1951, aunque resultó gravemente dañado más tarde ese año cuando los rotores se desintegraron en el banco de pruebas durante la primera carrera a revoluciones completas, el avión sufría de problemas de estabilidad dinámica que se determinó que eran fundamentales para el concepto de rotor basculante, por lo que la USAF financió la investigación sobre rotores en transición, incluidos los efectos giroscópicos y el flujo de aire oblicuo; luego, el Model 1G realizó su primer vuelo (como helicóptero) el 6-06-1954 y realizó su primera conversión a vuelo horizontal en diciembre de ese mismo año.





Lockheed XFV-1 Salmon

Esta aeronave se originó como resultado de una propuesta emitida por la US Navy en 1948 para un avión VTOL para mejorar la defensa de los buques mercantes con aviones de este tipo a bordo de plataformas montadas en las cubiertas de popa, tanto Convair como Lockheed compitieron por el contrato, pero en 1950, se revisó el requisito, con un pedido de un avión de investigación capaz de convertirse eventualmente en un caza de escolta basado en un VTOL; cada fábrica construiría un avión de combate de un solo asiento, usando el motor Allison YT40-A-14 que impulsaba dos hélices Curtiss-Wright de tres palas contrarotatorias con control de paso eléctrico, el fuselaje tendría 11,3 m, 11 m de altura, alas de 9,4 m de envergadura, con una velocidad máxima de 930 Km/h y un peso máximo al despegue de 7,3 tn.

El 19-04-1951, se encargaron dos prototipos a Lockheed con la designación XFO-1, poco después de la adjudicación del contrato, la designación del proyecto cambió a XFV-1 cuando el código de la US Navy para Lockheed se cambió de O a V, estaba propulsado por un motor turbohélice Allison YT40-A-6 que impulsaba hélices contrarrotativas de tres palas, las superficies de la cola eran una cola en V cruciforme reflejada (formando una X) que se extendía por encima y por debajo del fuselaje.



El control en vuelo estacionario estaba a cargo de las mismas grandes superficies aerodinámicas que en vuelo nivelado, utilizaba un vehículo de montaje para colocar al XFV-1 en posición vertical; las puntas de cada cola tenían una pequeña rueda giratoria, el avión fue transportado en un camión hasta la Base Edwards a finales 1953 para pruebas en tierra y de rodaje; su primer vuelo oficial tuvo lugar el 16-06-1954.

La prueba completa de VTOL en la Base Edwards se retrasó a la espera de la disponibilidad del motor Allison T54, que nunca se materializó; la aeronave realizó un total de 32 vuelos, los vuelos posteriores no incluyeron despegues ni aterrizajes verticales, pero pudo hacer algunas transiciones en vuelo del modo vuelo convencional al vertical y viceversa, y se mantuvo brevemente en vuelo estacionario en altitud.

El control en vuelo estacionario era muy débil y el piloto tenía dificultades para determinar el ascenso y la rotación a partir de señales visuales normales; no se intentaron despegues o aterrizajes verticales considerándose que el motor y los sistemas de control eran insuficientes, su rendimiento permaneció limitado; debido a que las velocidades máximas de esta aeronave serían eclipsadas por cazas contemporáneos y que solo pilotos altamente capacitados podían volar el avión, el proyecto se canceló en junio de 1955.

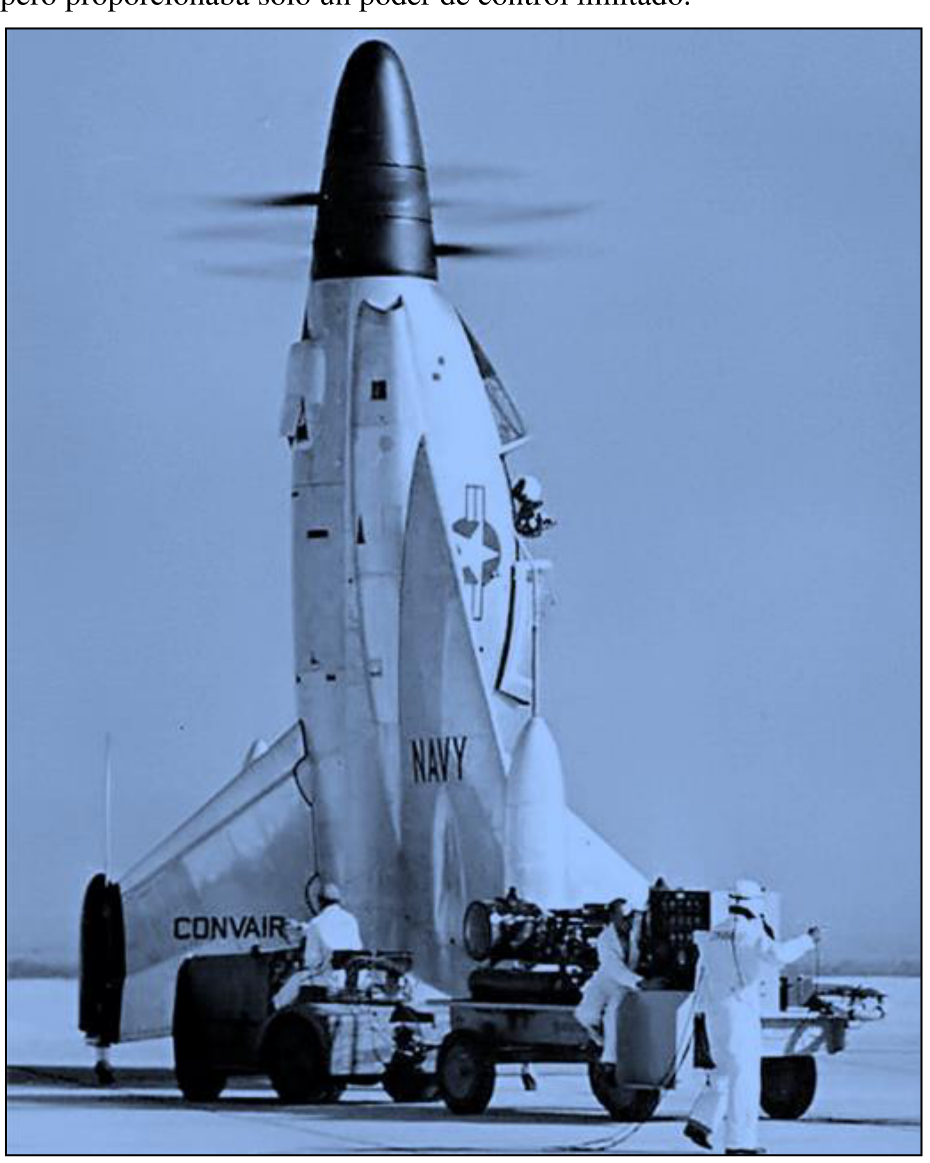


Convair XFY-1 Pogo

Gracias a una propuesta emitida por la US Navy en 1948; en 1950, Convair, compitiendo con Lockheed, se adjudica un contrato destinado al diseño, construcción y prueba de cazas tipo VTOL que fueran adecuados para su uso por las fuerzas armadas; a pesar de que las estipulaciones del contrato indicaban que cada fabricante debía construir dos prototipos, sólo fueron capaces de construir uno, en este caso fue el Convair XFY-1 Pogo.

Al igual que con el Lockheed XFV-1, el XFY-1 usaba el motor Allison YT40-A-14 y hélices contrarotatorias Curtiss-Wright, pero era algo más compacto y de apariencia menos convencional, tenía 10,7 m de largo; 7 m de altura; con un ala delta de 33 m^2 de superficie alar; peso máximo al despegue de 7371 Kg; velocidad de crucero de 640 Km/h y un alcance máximo de 650 Km.

Un gran estabilizador vertical sobre el ala se combinaba con una aleta ventral de igual tamaño debajo de la cual se podía desechar para un aterrizaje horizontal de emergencia, el asiento estaba inclinado 45° hacia el panel de instrumentos para vuelo vertical; el control en vuelo estacionario para el XFY-1 también fue el mismo que para el vuelo convencional, pero proporcionaba solo un poder de control limitado.



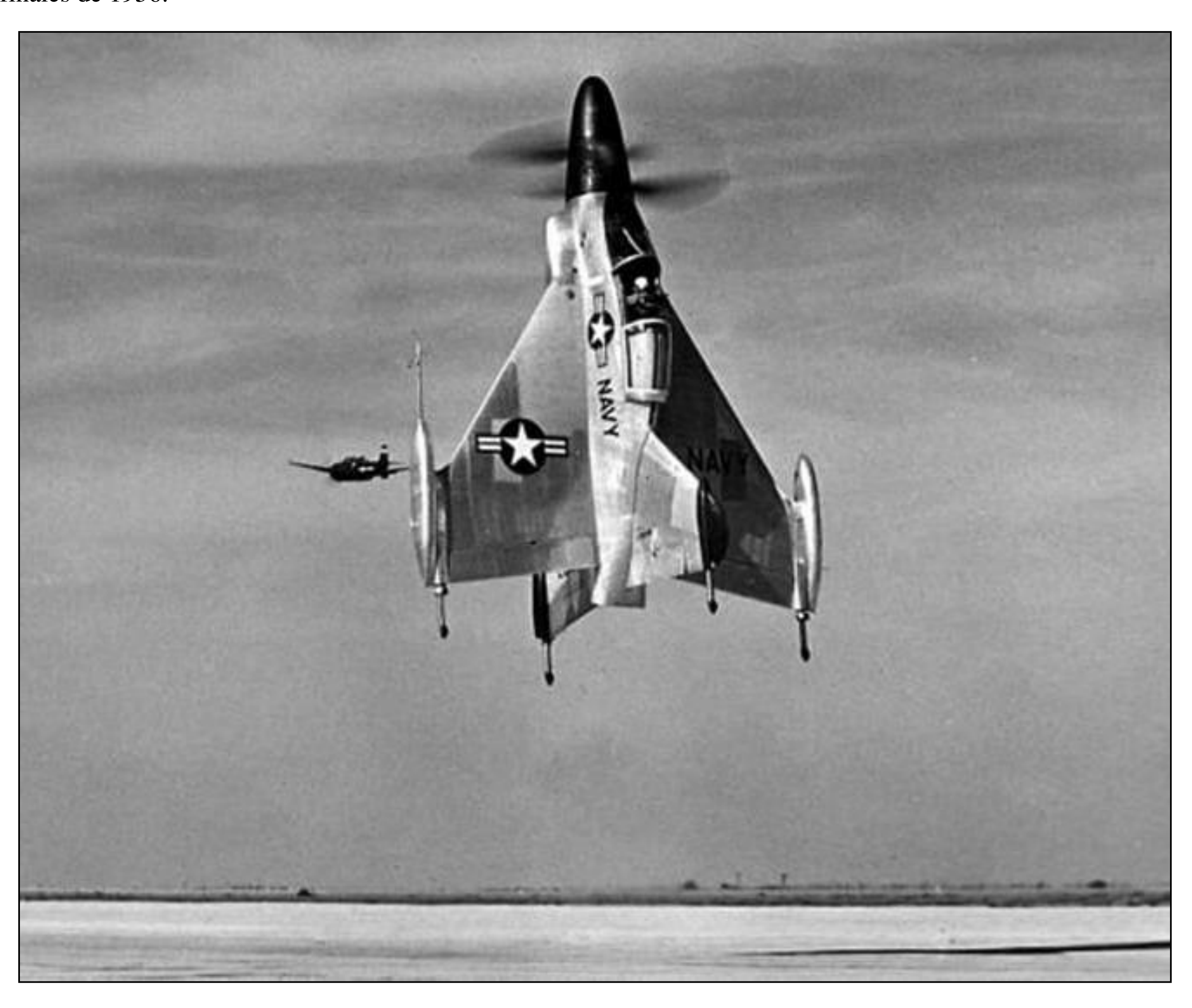

NAVY


CONVAIR
NAVY

El 19-03-1954 hizo su primer vuelo atado, hasta ese momento, ningún avión anterior con un peso similar, potencia del motor, o de ese tamaño había intentado despegar y aterrizar verticalmente; para seguridad del avión y su piloto, la primera prueba consistía en que el cono de la hélice fuera retirado y enganchado a líneas de amarre de seguridad por si se perdía el control de la aeronave y prevenir que el avión cayera al suelo.

El 1-08-1954, se hicieron dos vuelos de prueba, en el segundo intento el modelo voló a una altura de 50 m, y llegó a completar 70 ciclos de aterrizaje-despegue en la Estación Aérea Naval Auxiliar de Brown Field, California; la primera transición de vuelo horizontal a vertical y viceversa tuvo lugar el 2-11-1954, pero más tarde, en los vuelos con mayor duración, se encontraron deficiencias de diseño.

Debido a la falta de alerones y frenos de aire, el avión carecía de capacidad para frenar y detenerse de manera eficaz después de cambiar a altas velocidades; el aterrizaje también fue un problema, ya que el piloto tenía que mirar hacia atrás para estabilizar al avión; debido a estos problemas, el proyecto fue suspendido; el 19-05-1955 se volvió a hacer una prueba que terminó en fracaso y el 1-08-1955 el proyecto concluyó; su última prueba tuvo lugar a finales de 1956.





Aeronaves VTOL/VSTOL Década 1950

Mc Donnell XV-1

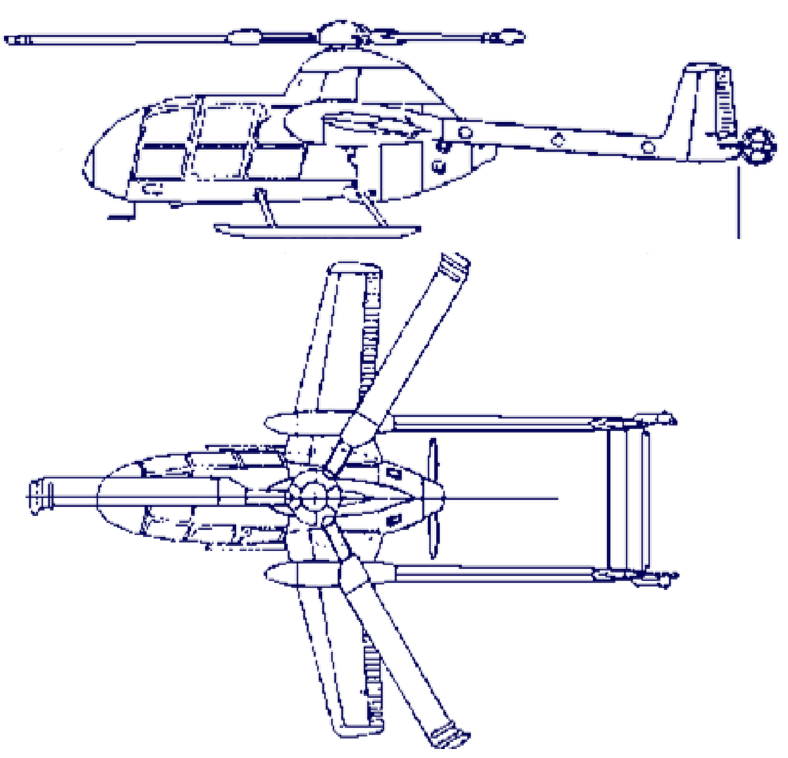
En 1951, la USAF anunció una competencia para desarrollar un helicóptero compuesto, un avión que pudiera despegar y aterrizar verticalmente como un helicóptero, pero que pudiera volar a velocidades aerodinámicas más altas que los helicópteros convencionales, en definitiva, un convertiplano.

McDonnell se benefició del trabajo de diseño en el Model M-28 y a finales de 1951 recibió la aprobación para comenzar la fabricación de lo que entonces se denominó XL-25, mientras se construía el avión, la designación se cambió a XH-35 y finalmente se convirtió en el primer vehículo de la serie XV.

Construido principalmente de Aluminio, el fuselaje del XV-1 consistía en un tubo aerodinámico montado en un tren de aterrizaje deslizante, con un motor montado en la parte trasera y una hélice de empuje. También tenía alas cortas cónicas montadas en lo alto del fuselaje; se montaron en las alas brazos de cola y superficies verticales gemelas, interconectados por un estabilizador horizontal; llevaba una tripulación de un piloto, su longitud era de 15,37 m; envergadura de 7,92 m; alcance de 954 Km y techo de servicio de 6000 m.

Llevaba un solo motor de pistón radial Continental R-975 que accionaba compresores de aire gemelos que enviaban aire a alta presión a través de tuberías en las palas del rotor a una cámara de combustión en cada una de las tres puntas del rotor, donde un quemador encendía combustible para aumentar el empuje, lo que movía los rotores y permitía que la aeronave volara como un helicóptero convencional.

Para el vuelo horizontal, el motor se desconectaba de los compresores y en su lugar impulsaba la hélice de empuje de dos palas; durante el vuelo hacia adelante, el ala proporcionaba el 80% de la sustentación y el resto lo generaba el rotor principal que giraba automáticamente a aproximadamente el 50% de las RPM normales.





Comenzó las pruebas de vuelo estacionario atado el 11-02-1954, la correa tenía pesos de plomo destinados a mantener a la aeronave en efecto suelo hasta que se resolvieran los problemas con el sistema de propulsión de las puntas del rotor, el 14-07-1954 se quitaron los pesos y realizó su primer vuelo estacionario libre.

El segundo avión se modificó del XV-1 original en un intento de reducir la resistencia parásita durante el vuelo hacia adelante a alta velocidad, para lograr este fin, se redujo el pilón del rotor y se simplificó y reforzó el tren de aterrizaje, también presentaba dos pequeños rotores montados en el lado exterior al final de cada brazo de cola; al XV-1 original también se le modificarían más tarde los rotores de cola.

A mediados de 1955, el segundo XV-1 estaba listo para incorporarse al programa de vuelo, el 29-04-1955, el XV-1 hizo su primera transición de vuelo vertical a horizontal y el 10-10-1955, el segundo XV-1 se convirtió en el primer helicóptero en superar los 320 Km/h.

El contrato del XV-1 fue cancelado en 1957, finalmente, se determinó que la configuración del convertiplano del era demasiado compleja para las pequeñas ventajas obtenidas sobre los helicópteros convencionales, el motor de pistón no podía producir suficiente potencia para optimizar las ventajas del diseño; los avances tecnológicos en el diseño de rotores y motores de helicópteros creados en los años siguientes eventualmente anularían el margen de rendimiento del XV-1.



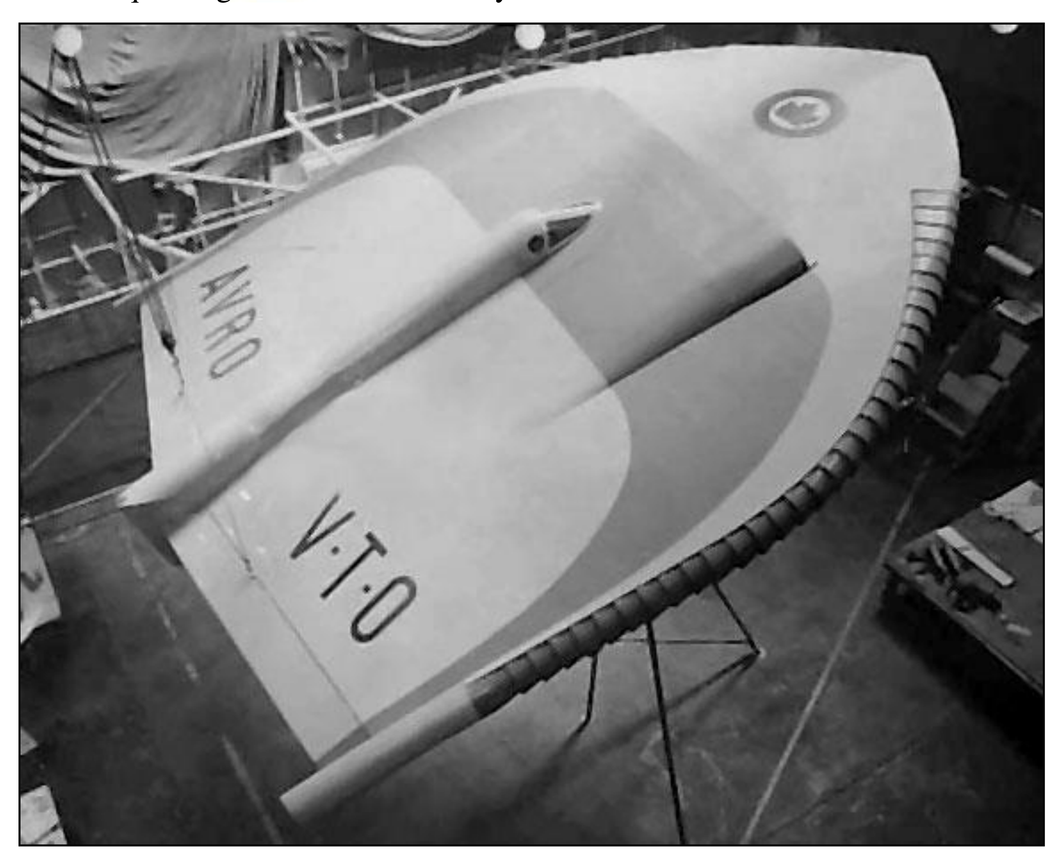
Avro Canada Project-Y Omega

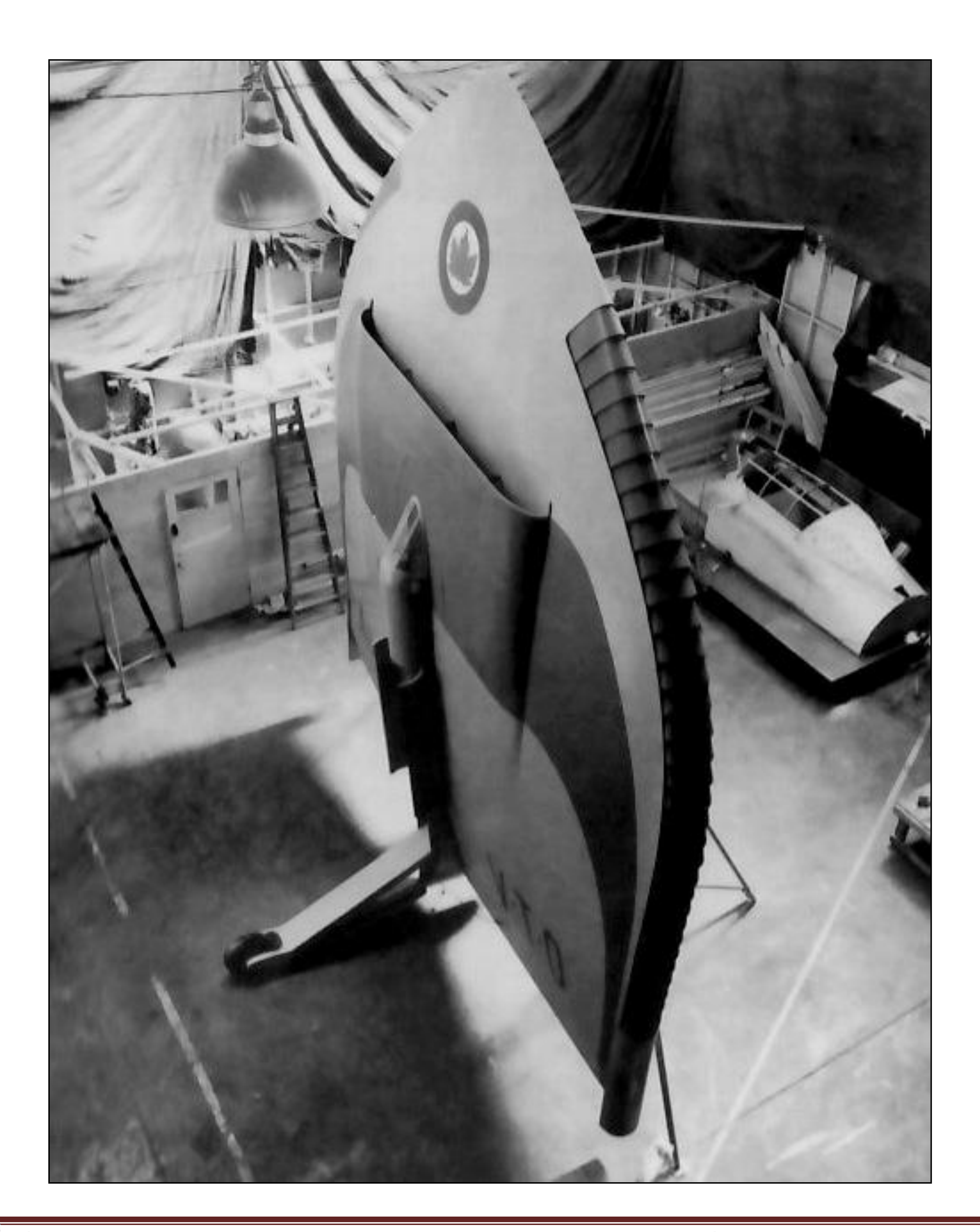
En 1952 trabajaba en Toronto para AV Roe Canada Ltd (Avro) John Frost, diseñador de aviones de origen británico que formó parte del equipo que desarrolló el avión interceptor canadiense CF-100 Canuck, en 1953, un informe enviado a la Junta de Investigación de Defensa de Canadá (DRB) por la Agencia Central de Inteligencia de Estados Unidos (CIA) señalaba que ingenieros alemanes habían presentado patentes para naves con forma de platillo volador que supuestamente habían desarrollado hacia el final de la II Guerra Mundial; Frost, después de preguntarse si los alemanes (con su avanzada tecnología aeronáutica) podrían haber estado experimentando con un avión con forma de disco, tenía un objetivo, que era el de diseñar y construir un avión supersónico circular o de características similares.

Siguiendo adelante con su objetivo, diseñó, construyó y probó con éxito un modelo de un avión VTOL en forma de disco, esto fue suficiente para convencer a la gerencia de Avro de que apoyara el proyecto, cuyo nombre sería Project Y Omega, para el desarrollo de una maqueta prototipo de platillo volador de tamaño completo; para este cometido, Avro Canada y el gobierno canadiense proporcionarían la financiación inicial.

A pesar de la seguridad estricta en el lugar, se filtró la noticia del proyecto secreto de Avro, el periódico Toronto Star el 11-02-1953 informaría sobre una maqueta de madera que estaba en el hangar experimental de la sede de Avro Canada en el Aeropuerto de Malton en Toronto (hoy Aeropuerto Internacional Pearson) del que no se sabía de ningún proyecto de ese tipo en desarrollo en otras partes del mundo.

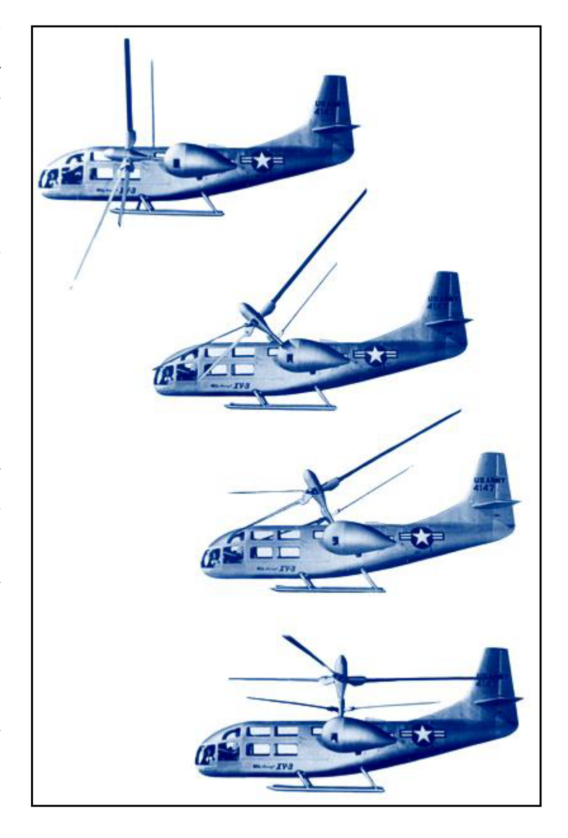
Después de que Avro Canada estimara que los costos de desarrollo del Project Y Omega eran muy altos, el gobierno de Canadá se abstuvo de apoyar financieramente el proyecto. Sin embargo, la USAF se interesó y proporcionó fondos a los que luego se unió el US Army.





Bell XV-3 Tiltrotor

El US Army y la USAF en 1953 le conceden a Bell un contrato de desarrollo para producir dos aviones del tipo VTOL destinados para pruebas; originalmente denominados XH-33 y clasificándolos como helicóptero, finalmente su designación es cambiada en 1962 a XV-3A, cuando el prefijo V cambió para significar VTOL.



Su primer vuelo fue el 11-08-1955, el 18-08-1955, y experimentó un aterrizaje brusco cuando el rotor desarrolló una inestabilidad dinámica, Bell intentó remediar la situación, y las pruebas de vuelo se reanudaron el 29-03-1956; Bell continuó expandiendo la envolvente de vuelo del XV-3, pero el 25-07-1956 ocurrió el mismo problema con el rotor.

Las pruebas de vuelo se reanudaron, pero el 25-10-1956, el avión se estrelló cuando el piloto de pruebas perdió el conocimiento debido a vibraciones de la cabina extremadamente altas que se produjeron cuando los ejes del rotor se movieron a 17° hacia delante desde la vertical, el piloto de pruebas resultó seriamente herido, y el avión acabó dañado sin poder ser reparado.

Reemplazando los rotores tripala por otros bipala, Bell modificó un segundo XV-3 y comenzó las pruebas en el túnel de viento del Ames Research Center de la entonces NACA el 18-07-1957, y el 21-01-1958 en sus propias instalaciones.

El 6-05-1958, ocurrió otro caso de inestabilidad del rotor cuando los ejes de los rotores estaban en un ángulo hacia delante de 40°, y el XV-3 fue inmovilizado en tierra una vez más, volviendo al túnel de viento del Ames Research Center a finales de 1958 para recoger más datos antes de que pudiera volar de nuevo, como resultado de las pruebas del túnel de viento, el diámetro del rotor fue reducido, la estructura alar fue aumentada y reforzada, y los controles del rotor fueron endurecidos y reanudó las pruebas de vuelo en las instalaciones de Bell el 12-12-1958; el 18-12 se completó la primera conversión completa dinámicamente estable al modo avión, y el 6-01-1959 se completó una conversión al modo avión.

Luego de las pruebas de vuelo en las instalaciones de Bell, el avión fue enviado a la Base Edwards, donde las pruebas de vuelo militares comenzaron el 14-05-1959, luego de la finalización de las pruebas de servicio conjuntas el avión fue devuelto a las instalaciones del NASA/Ames Research Center, las pruebas continuarían durante 1962, ya que la NASA y Bell completarían pruebas de túnel de viento para estudiar las oscilaciones del eje del rotor mostradas por el convertiplano, en un esfuerzo para predecir y eliminar la inestabilidad dinámica aeroelástica del rotor que había causado problemas durante todo el programa.

En 1966, Bell, publicó un análisis de los datos del programa XV-3, explicando la inestabilidad de torbellino del eje del avión; con el fin de verificar estos hallazgos y desarrollar un modelo computarizado, la NASA accedió a dirigir unas pruebas de túnel de viento en el Centro Ames, cuando los ingenieros estaban completando la última prueba, un fallo de punta alar causó que ambos rotores fallaran, dañando al XV-3 y al túnel de viento y el 14-06-1966, el NASA/Ames Research Center anunció la finalización de las pruebas del XV-3 que realizó un total de 250 vuelos y 110 conversiones completas.


U. S. ARMY
4148


U.S. ARMY
US ARMY
4147
XV-3


U.S. ARMY
4148
NASA
XV-3

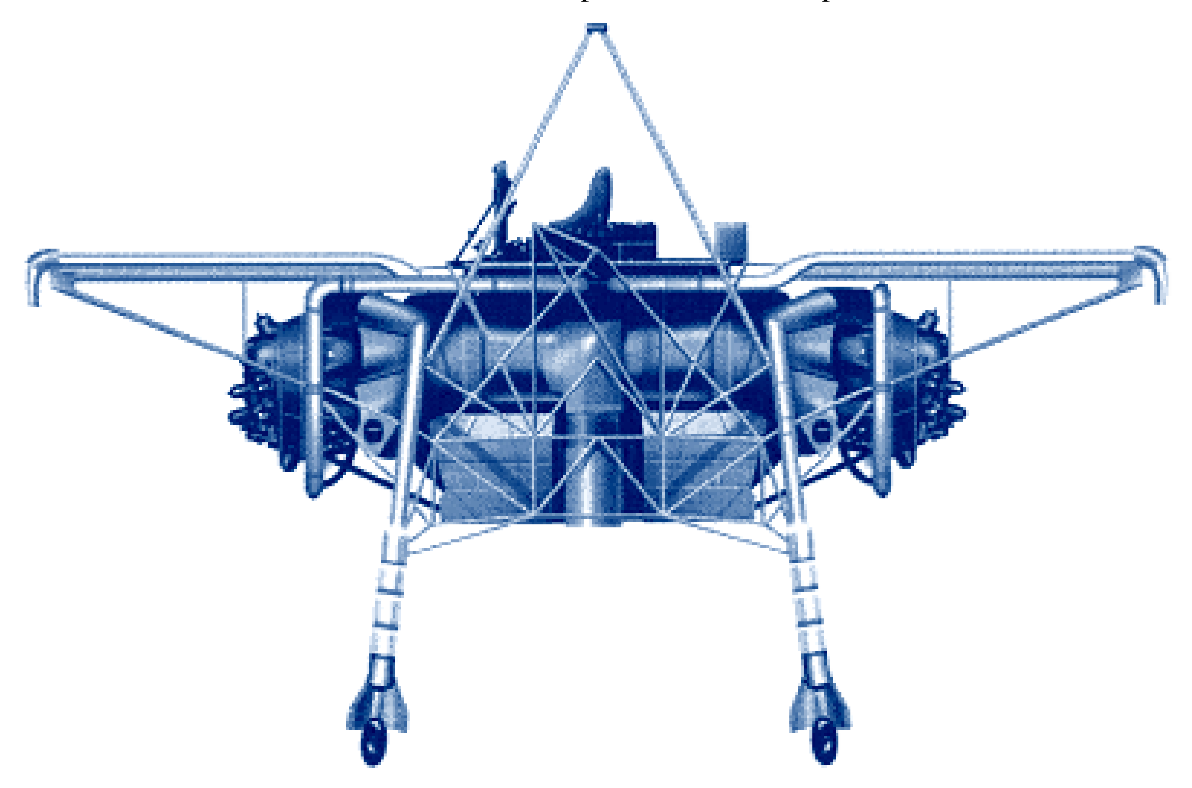
Rolls Royce Flying Bedstead (TMR)

La plataforma TMR fue un avión VTOL desarrollado en Inglaterra para explorar la practicidad, características y los requisitos de dicho avión, que consistía básicamente en un marco tubular rectangular construido alrededor de los motores, sobre el cual se colocó una plataforma para acomodar un piloto, el aparato no tenía ninguna forma aerodinámica, carecía de alas o cola; en cambio, generaba toda su sustentación dirigiendo el empuje de sus motores directamente hacia abajo, debido a su pequeño tamaño, tenía una autonomía máxima de vuelo de sólo 6 minutos.

Estaba propulsado por dos motores turborreactores Nene, que se instalaron en una configuración en que la salida de los chorros se dirigía hacia el centro de gravedad de la plataforma; un chorro se dirigía hacia abajo a través de una tobera central mientras que el otro era a través de dos toberas más pequeñas a cada lado; esto fue para que, en caso de que un solo motor fallara durante el vuelo, no se produjera ningún movimiento adverso brusco.

Se tomaron precauciones considerables para soportar con seguridad tal falla del motor; el tren de aterrizaje de cuatro patas fue diseñado para soportar una velocidad vertical de 37 Km/h y para soportar un aterrizaje con un solo motor desde cualquier altura por debajo de los 15 m, la aeronave tenía solo un exceso de potencia marginal, lo que complicaba el acto de volar; esto se vio agravado por el lento tiempo de respuesta de los motores a los cambios de aceleración; en consecuencia, hubo un grado considerable de anticipación en el uso de la potencia del motor requerida para evitar sobrepasar la altitud deseada y asegurar un aterrizaje suave al aterrizar.

Un total de cuatro brazos estabilizadores se extendían desde la plataforma (a cada lado y uno en la parte delantera y trasera) a través de los cuales se liberaba aire comprimido para el control del balanceo, cabeceo y guiñada durante el vuelo; mientras que los controles de guiñada y altura tenían una base mecánica, los controles de cabeceo y de balanceo estaban señalizados eléctricamente, sin ninguna disposición para volver a la operación mecánica; como no tenía estabilidad inherente, se incorporó un sistema experimental de estabilizador automático.

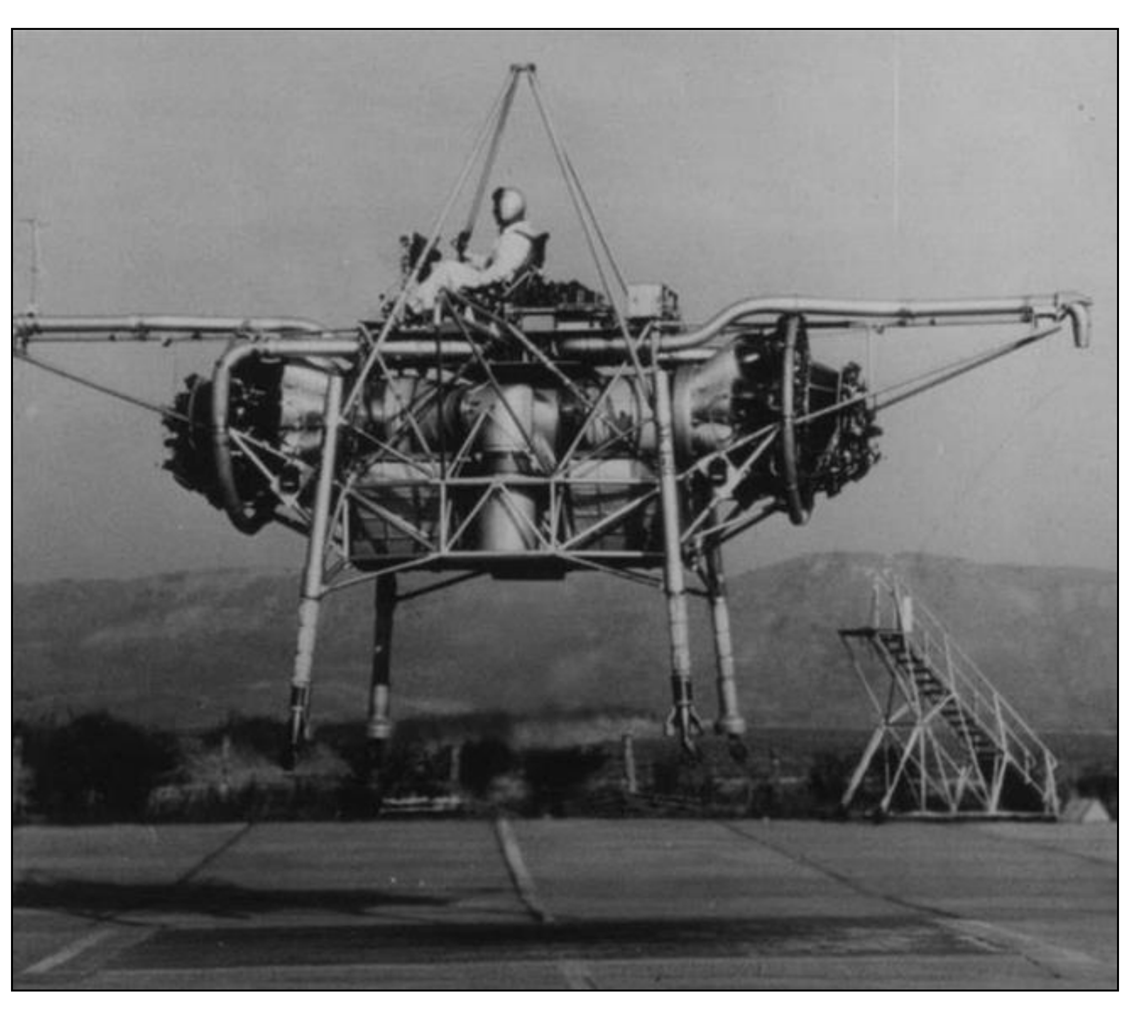


El 19-08-1953, la primera plataforma TMR realizó su vuelo inaugural en el Aeródromo de Hucknall, para estos vuelos, se ideó y ensambló una estructura similar a un pórtico especialmente diseñada, que, si bien no restringía el movimiento de la aeronave dentro de un espacio definido, impedía que excediera ese límite; también evitaría velocidades de descenso excesivas (con una velocidad de descenso máxima de 10 Km/h) para evitar daños y permitiría que los pilotos cerraran fácilmente los aceleradores sin tener algún accidente.

Durante el primer año de vuelos, la aeronave permaneció atada dentro del sistema de pórtico para las pruebas de vuelo; el 3-08-1954 llevó a cabo su primer vuelo libre; a finales de 1954, la plataforma TMR se transfirió a las instalaciones de investigación de la Royal Aircraft Establishment (RAE) y se asignó a Farnborough; en 1956, se la trasladó a Bedford, con el fin de realizar más pruebas de vuelo.

Durante las pruebas de estabilidad, se obtuvieron más datos cuantificables al instruir a varios pilotos para que siguieran la misma secuencia de maniobras, muchas de las cuales estaban destinadas a ser representativas de la transición de aeronaves VTOL a vuelo estacionario; también se emplearon múltiples observadores; los vuelos de prueba tenían varias restricciones de seguridad, la TMR normalmente no volaba si la velocidad del viento era de 19 Km/h o más, solo volaría en condiciones climáticas en las que la aeronave podía controlarse en caso de falla.

La investigación del programa de prueba de TMR fue de un valor considerable para los futuros aviones VTOL, al menos en algunas áreas, de las dos máquinas construidas, la primera TMR sobrevivió a una falla de su sistema de control de vector de empuje el 16-09-1957 y la segunda se destruyó en una prueba el 29-11-1957.



Ryan X-13 Vertijet

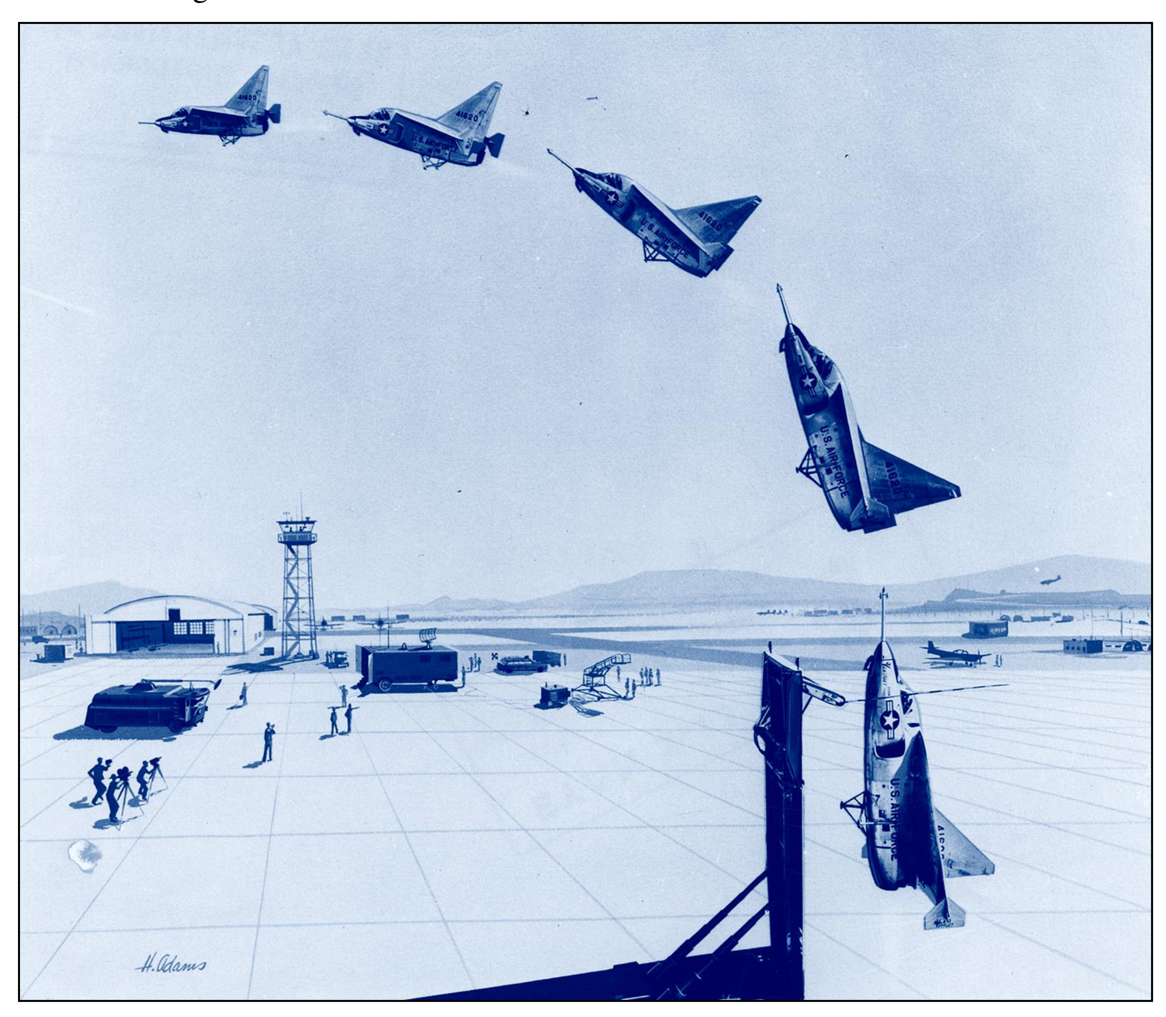
En 1953, Ryan es contratada por la USAF para el desarrollo de un avión VTOL propulsado por un motor jet, al que se le da la designación de X-13.

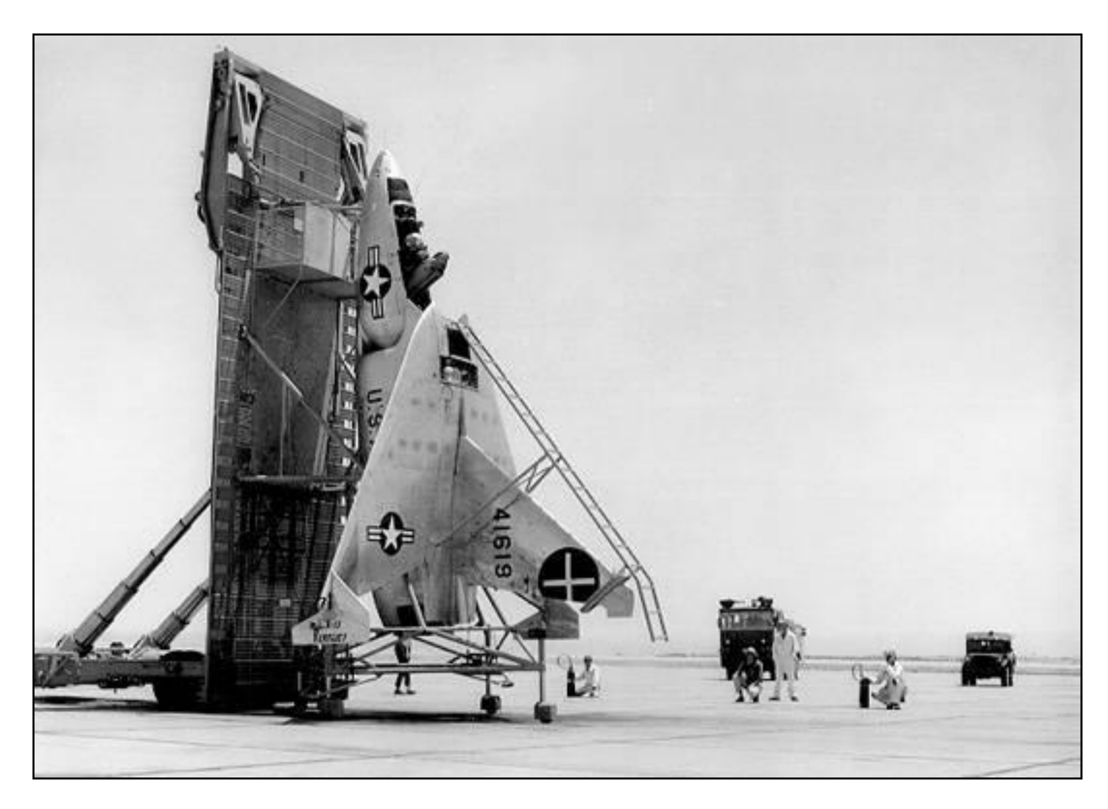
Tenía 7,14 m de longitud, era suficientemente grande como para acomodar una cabina (con un asiento inclinado) y el turborreactor Rolls-Royce Avon; su ala delta montada en alto tenía una envergadura de 6,4 m; en la punta de la nariz había una extensión tipo antena, que terminaba en un gancho para capturar un cable de un remolque en posición vertical, una vez capturado, el remolque se bajaba a la posición horizontal, pudiendo transportar al avión.

El empuje del motor se vectorizaba para proporcionar control de cabeceo y guiñada en vuelo estacionario, mientras que el balanceo era proporcionado por chorros de aire fuera de las placas de los extremos.

El primer prototipo se equipó con un tren de aterrizaje temporal y realizó su primer vuelo horizontal el 10-12-1955, más tarde realizó conversiones completas; luego, el tren de aterrizaje fue reemplazado por un marco de ruedas montado en la parte trasera, conocido como patín de ruedas y se realizó la práctica de enganche.

El segundo prototipo realizó un despegue vertical desde el remolque elevado el 11-04-1957, hizo una transición a un vuelo horizontal y regresó, terminando enganchándose; el 28 y 29-07-1953 hizo un vuelo de demostración sobre la ciudad de Washington.




41619


RYAN
X13

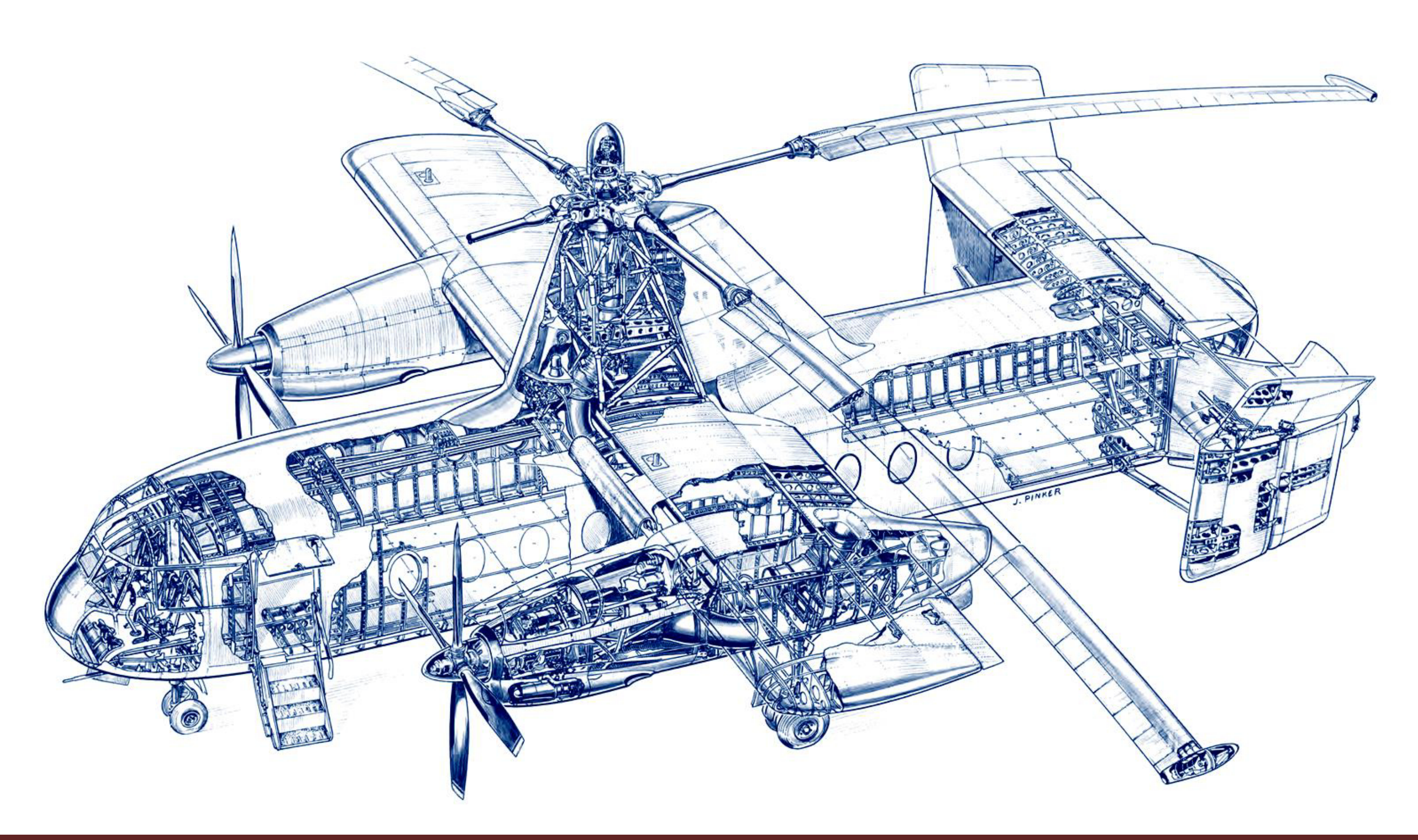
Fairey Rotodyne

El Ministerio de Abastecimiento británico contrató en 1953 a la fábrica aeronáutica Fairey la construcción de un prototipo de una aeronave VTOL (Rotodyne) lo que inicialmente permitió contar con el financiamiento por parte del gobierno británico.

Tenía un gran rotor de 4 aspas y 2 motores turbohélice Napier Eland N.E.L.3 montados sobre cada una de sus alas fijas; durante las etapas de despegue y de aterrizaje, el rotor era potenciado por jets en los extremos de sus palas, potenciados por compresores activados mediante un embrague que los engranaba a los motores principales.

El aire comprimido producido era mezclado con el combustible y quemado, debido a que se trataba de un sistema de hélice sin par, no se necesitaba de un sistema corrector del mismo (función realizada por el rotor de cola en los helicópteros convencionales), no obstante, el ángulo de inclinación de las hélices era controlado por los pedales del timón, para otorgarle estabilidad a la aeronave a baja velocidad; los dos motores proveían de empuje durante el vuelo de transición, mientras el rotor autorrotaba (giraba no por acción de su motor sino por la del viento generado) la cabina del piloto incluía una palanca de control cíclico y colectivo, al igual que en el caso de un helicóptero convencional.

Desde el punto de vista económico, mientras que el prototipo estaba siendo construido, el cada vez menor financiamiento del programa alcanzó un punto crítico, los recortes de los gastos por parte del Ministerio de Defensa del Reino Unido quitaron una parte importante del financiamiento del proyecto, dejando el peso de los costos en el fabricante y en los eventuales compradores civiles del Rotodyne; el gobierno británico acordó seguir con la financiación del mismo solamente si, entre otras especificaciones requeridas, Fairey y Napier contribuían a los costos de desarrollo del Rotodyne y del motor Eland respectivamente.



El avión realizó su primer vuelo el 6-11-1957, la primera transición exitosa desde el vuelo vertical a horizontal y viceversa fue lograda el 10-04-1958, el 5-01-1959 estableció una marca mundial para la categoría de los aviones convertiplanos, correspondiente a una velocidad de 307 Km/h sobre un circuito cerrado de unos 100 Km; el prototipo fue demostrado varias veces en el Farnborough Air Show y en el Salón Aeronáutico Internacional de Le Bourget; podía volar a 324 Km/h y realizar giros ascendentes abruptos, sin demostrar ninguna característica de vuelo adversa durante sus pruebas de pilotaje.

Algunos países de Europa y Estados Unidos tuvieron un interés creciente en el transporte directo interurbano de pasajeros, en distancias de unos pocos cientos de Km; de hecho, dada la autonomía y capacidad del Rotodyne, su mercado potencial estaba en el transporte regional de media distancia, la idea original era que despegara desde un pequeño helipuerto convencional intraurbano, con la fuerza de elevación o de sustentación inicial proveniente de su rotor, y una vez que alcanzara la velocidad suficiente, toda su potencia de sus motores sería transferida a las hélices, mientras que el rotor entraba en régimen de autorrotación; en este modo de vuelo, la inclinación colectiva de las aspas del rotor -y por ende el arrastre y fricción generados por esta- sería reducida, ya que las alas brindarían hasta la mitad de la sustentación necesaria para mantener en vuelo a la aeronave, que volaría a velocidades crucero de 280 Km/h, donde el sistema de impulso del rotor sería nuevamente reactivado durante la fase de aterrizaje, para así poder hacerlo verticalmente y sin inconvenientes en el centro de la ciudad de destino; la aerolínea British European Airways anunció que estaba interesada en la adquisición de 6 aeronaves, por su parte, la Real Fuerza Aérea británica ordenó 12 aeronaves de la versión de transporte militar, la aerolínea New York Airways también estaba interesada en la compra de 5 aeronaves, con la opción de adquirir algunas más en el futuro según el rendimiento efectivo que demostrasen, el US Army estaba interesado en 200 aeronaves del tipo Y, posibilidad que -de haberse concretado- le habría dado un impulso más que definitivo a todo el programa.

En 1959, el gobierno británico, buscando recortar costos, decretó que el número de firmas aeronáuticas involucradas en el proyecto debía ser reducido en pos de la eficiencia, y adelantó sus expectativas en favor de la realización de algunas fusiones entre algunas de las compañías fabricantes de aeronaves y de motores de aviación, Fairey Aviation (que por entonces era la división de helicópteros de Bristol) y Saunders-Roe fueron reincorporadas a Westland.

El diseño más grande podría transportar entre 57 y 75 pasajeros con motores turbohélice Rolls-Royce Tyne que le permitirían volar a una velocidad crucero de unos 370 Km/h, asimismo, transportar unas 7 tn métricas de carga e incluso algunos vehículos livianos del ejército británico; un problema adicional era que los motores Tyne comenzaban a ser vistos como poco potentes para impulsar el modelo más grande y la división de motores aeronáuticos de Rolls Royce debía financiar el desarrollo del motor por sí mismos, sin esperar ayuda del gobierno al respecto; la aerolínea British European Airways no realizó los pedidos en firme por los que había estado interesada inicialmente, las órdenes de la versión militar también fueron canceladas, ya que los esperados pedidos por parte de la RAF finalmente no se materializaron; ésta no estaba muy interesada en el diseño híbrido del Rotodyne.

La financiación fue cancelada a comienzos de 1962, la dirección corporativa de Westland llegó a la conclusión de que no valía la pena la inyección de dinero adicional requerida para que el Rotodyne entrase definitivamente en la etapa producción, finalmente, el avión (que era propiedad del gobierno británico) fue desmantelado y destruido en gran parte; la gran crítica hacia el Rotodyne provenía del ruido generado por los pequeños motores jet de los extremos de sus aspas, aunque, éstos solo funcionaban a máxima potencia durante unos pocos minutos, en cada etapa de despegue, así como en la fase de aterrizaje, pero antes de ser definitivamente cancelado, se le habían instalado unos silenciadores en los conductos de salida de sus motores, lo que permitía reducir su sonido en aún mayor medida.


FAIREY
ROTODYNE
XE
521
FAIREY ROTODYNE

Avro Project 1794 (WS-606)

A fines de 1953, un grupo de expertos en defensa de Estados Unidos visitó Avro Canada para ver el nuevo avión de combate CF-100, luego pasaron al área de Proyectos Especiales, donde procedieron a observar una maqueta, modelos y dibujos del Project-Y (avión circular en forma de disco conocido como Project Y-2).

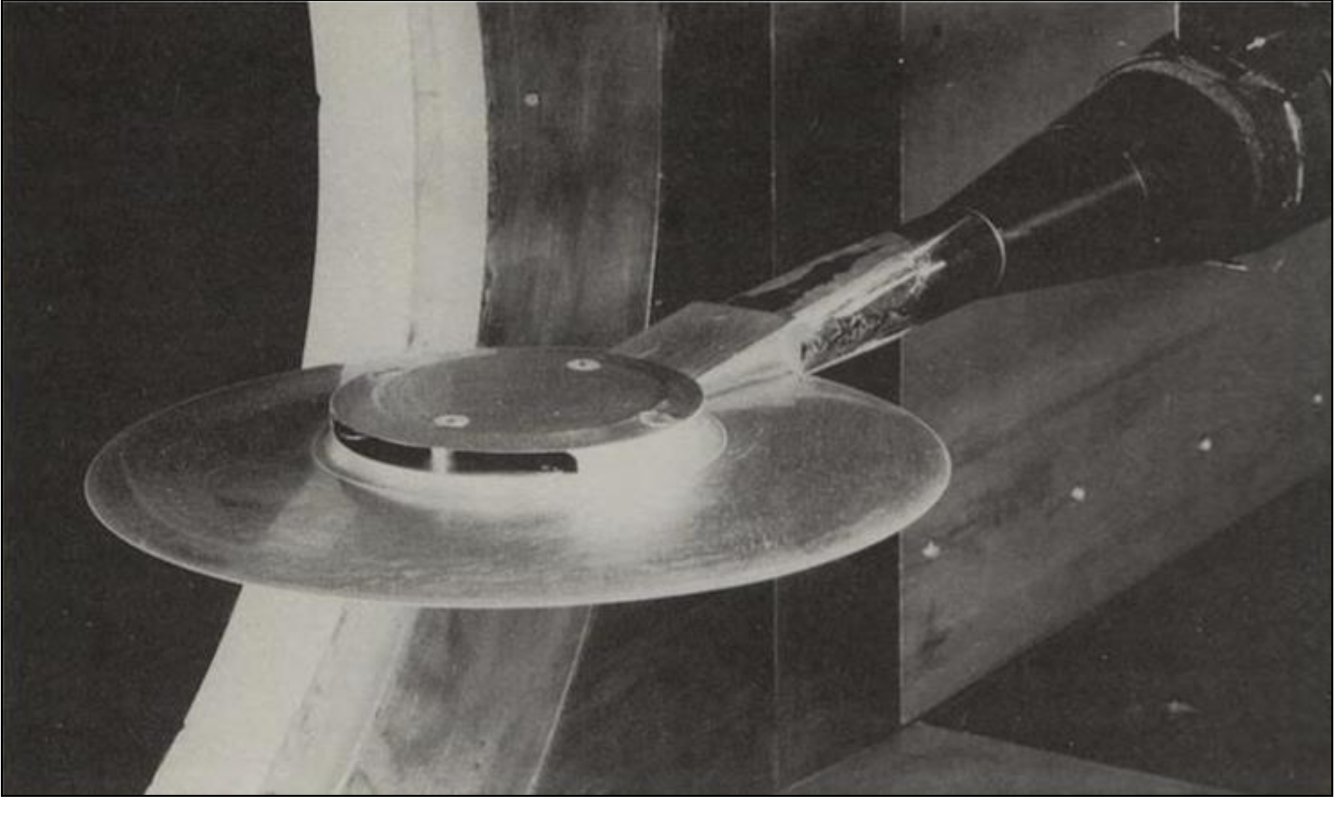
La USAF acordó hacerse cargo de la financiación del Grupo de Proyectos Especiales y en 1955 se firmó un contrato; en 1956, la dirección de Avro estaba lo suficientemente interesada como para construir un prototipo y en 1957, la USAF agregó fondos adicionales convirtiendo al avión en el Sistema de Armas WS-606.

Se estudió una amplia variedad de diseños para un avión de combate VTOL, todos giraban en torno a la forma del disco, lo que llevó al Project 1794 que involucraba un avión supersónico en forma de disco con tripulación de un solo piloto.

Se procedió a la prueba del túnel de viento con una variedad de modelos a escala; los modelos presentaban una sección elevada en el medio sobre el motor que contenía la cabina donde iría sentado el piloto y una serie de tomas rectangulares por donde circularía el aire al motor durante el vuelo a baja velocidad; para el vuelo supersónico, las tomas superiores se cerraban con rejillas y se proporcionaría aire desde una toma supersónica separada a lo largo del frente de la sección elevada; las estimaciones de rendimiento para el concepto fueron para una velocidad de 4300 Km/h a altitudes de 30000 m.



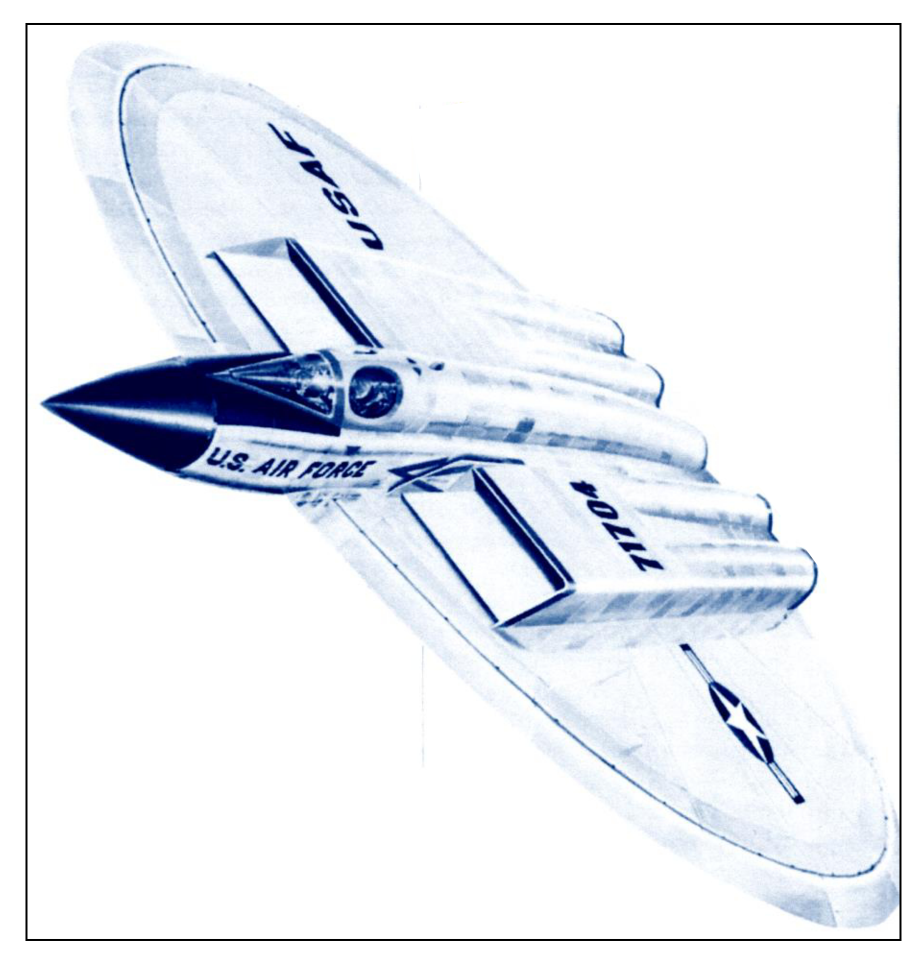
TAKE-OFF AIR INTAKE DOORS
AIR INTAKE SLIDING DOORS
FIXED OUTER RING
COMBUSTION SYSTEM
TURBINE
RUDDER NOZZLES
BASIC STRUCTURAL RIBS
FUEL TANKS
UPPER AIR BEARING PLATE
DISC ROTOR
COMPRESSOR
SLIDING SHUTTERS CONTROLLING NOZZLE AREA



El fuselaje del Project 1794 sería construido con una aleación de Titanio y acero, tendría 8,79 m de diámetro; 11,28 m de longitud; 1,42 m de altura; ala de tipo flujo laminar con control de capa límite por succión superficial, su velocidad máxima estimada sería de 3085 Km/h a 24300 m y 3700 Km/h a 28950 m, su peso vacío sería de 5 tn; su alcance con 3400 Kg de combustible se estimaba en 1290 Km (supersónico) y 2212 Km (subsónico) y su rango táctico con una bomba nuclear Mk-28, de 965 Km; el control de fuego, navegación y comunicaciones se basaban en el sistema General Electric Bantam.

Para fines de prueba, se diseñó un nuevo motor que constaba de 6 motores a reacción Armstrong Siddeley Viper que soplaban a través del borde exterior de un impulsor con el nombre de PV-704, fue un diseño provisional integrado en un edificio tipo búnker detrás de las instalaciones de prueba experimental de Avro, durante las pruebas del equipo realizadas en 1956, la turbina funcionó hasta los 1476 °C de temperatura, derritiendo la estructura de acero, haciendo estallar los remaches y provocando incendios, fugas peligrosas de aceite y casi un incidente con un turborreactor Viper fuera de control; el ruido y las vibraciones hacían inviables las perspectivas de un vehículo tripulado, el compresor Lundström produjo un estampido sónico peligroso a tal punto que los observadores tenían miedo de seguir con las pruebas.

Un segundo diseño de un interceptor todo tiempo conocido como WS-606A, estaría propulsado por dos turborreactores Pratt & Whitney J-58 y una turbina de flujo radial ubicada en el centro del ala, tendría un diámetro de 10,74 m; longitud de 13,6 m y 1,97 m de altura; su velocidad máxima estimada sería de 2460 Km/h, con un techo de servicio estimado de 19800 m, su peso máximo rondaría las 29,6 tn; su radio de combate VTOL estaba estimado en 805 Km, y el radio de combate GETOL en 1126 Km con un armamento propuesto de dos misiles aire-aire.



Las pruebas en el túnel de viento sugirieron que la configuración GETOL tenía graves problemas de estabilidad y que la aeronave estaba en constante peligro de volcarse durante el despegue, el ala circular no mostraba ninguna de las ventajas teóricas y sí muchas deficiencias prácticas, las configuraciones del Project 1794 eran muy avanzadas, presentando muchos desafíos técnicos.

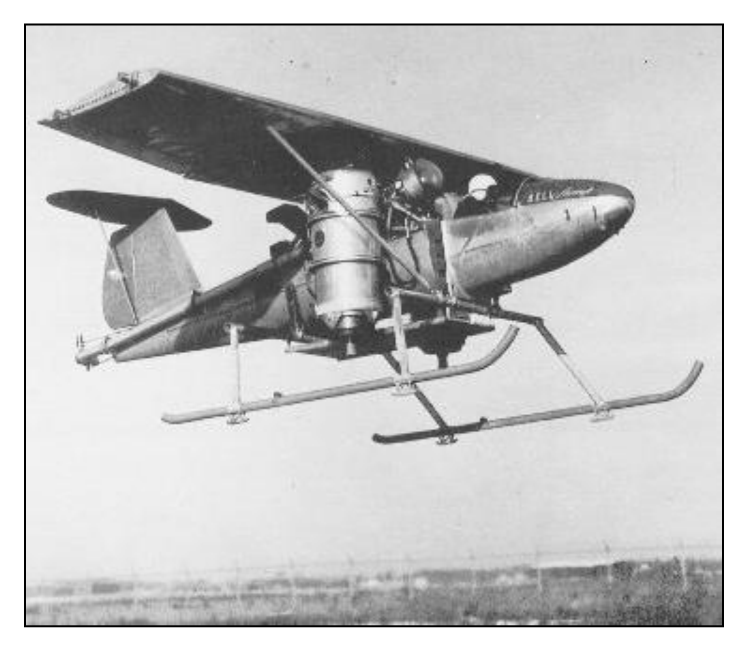
En 1958, la USAF recomendó que se detuviera todo el trabajo en el concepto Ground-Effect Take-Off and Landing (GETOL) y su turbina de flujo radial.

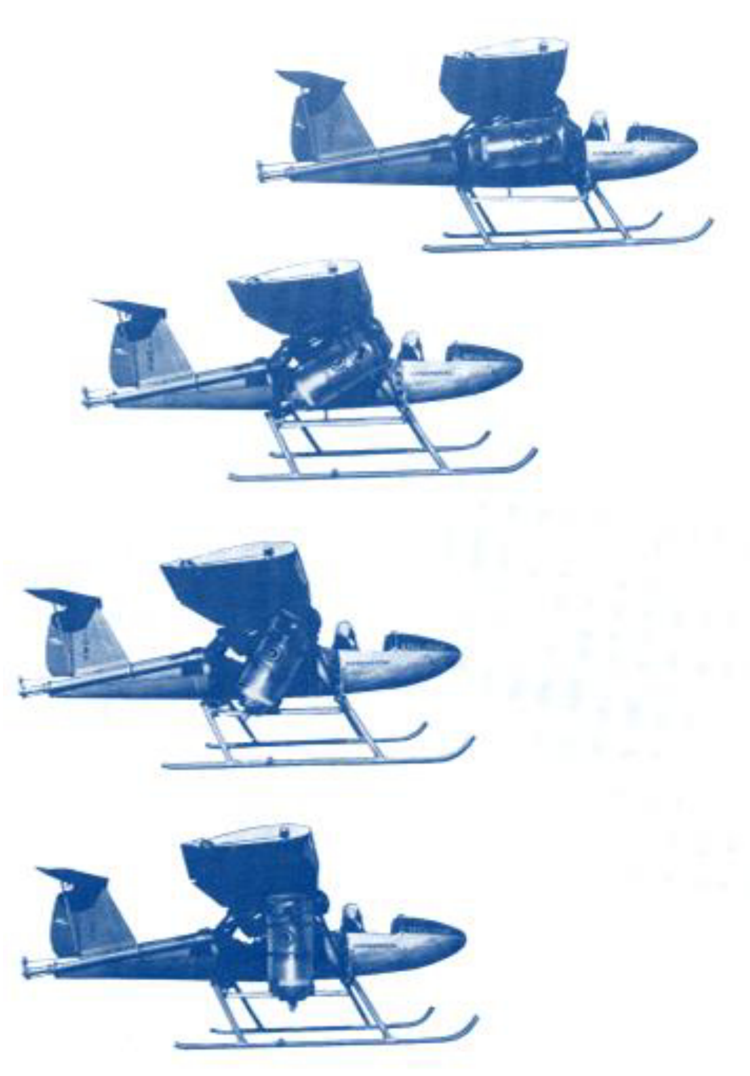
Bell Model 65 Air Test Vehicle (ATV)

En 1954, Bell construyó con piezas de varios aviones comerciales el vehículo de prueba de un piloto Model 65 ATV, de 6,3 m de longitud; 2,35 m de altura y una envergadura de 7,9 m; tenía 2 motores turborreactor de misiles Fairchild J-44 montados debajo del ala que podían inclinarse de vertical a horizontal, y un turbocompresor Turbomeca Palouste que proporcionaba chorros de reacción en la cola y las puntas de las alas para el control en vuelo estacionario.

Su primer vuelo estacionario se llevó a cabo el 16-11-1954 desde una plataforma para evitar que volviera a ingerir sus gases de escape, luego, en 1955, se lo modificó con un tren de aterrizaje con ruedas e hizo vuelos horizontales.

Hizo conversiones parciales en altitud, pero tenía un empuje de motor inadecuado para completar la transición y terminó el programa en 1955 a favor del Bell X-14.







SNECMA C-450 Coléoptère

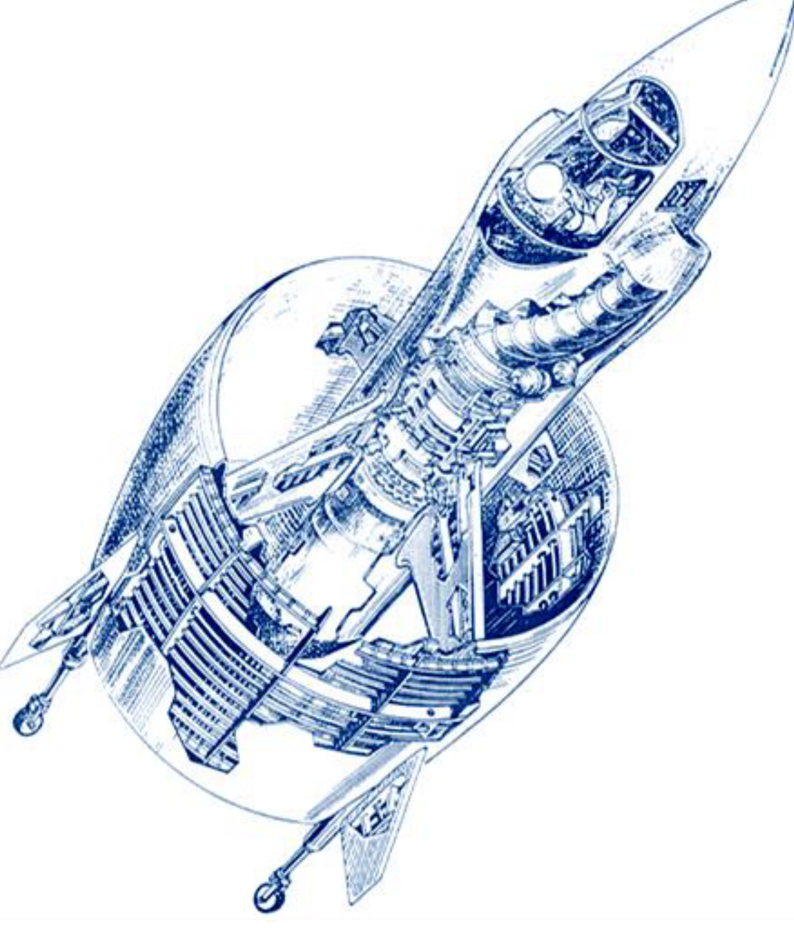
En Francia, la Société Nationale d'Etude et Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA) comenzó a trabajar en un motor de propulsión a reacción en 1954, se probaron varias plataformas entre 1955 y 1957 propulsadas por el motor a reacción Atar-D, cada una con una con mayor complejidad.

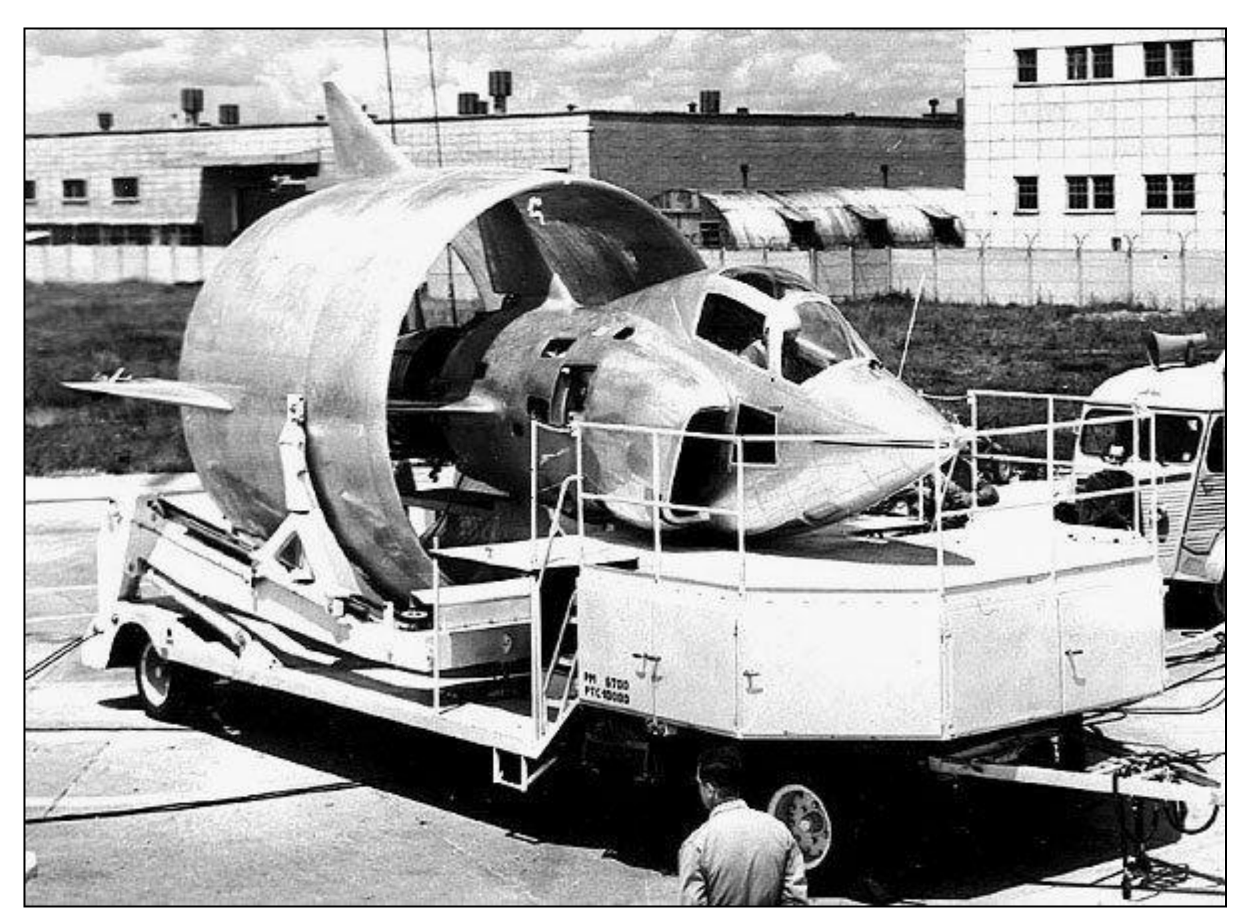
El C-450 Coléoptère fue el paso final del programa. Tenía un fuselaje de 8 m rodeado por un ala anular de 4 m de diámetro con cuatro pequeña aletas sobre ruedas giratorias, el fuselaje fue construido por la empresa Nord Aviation y el control en vuelo estacionario se proporcionaba mediante paletas basculantes en la tobera del turborreactor Atar 101E.

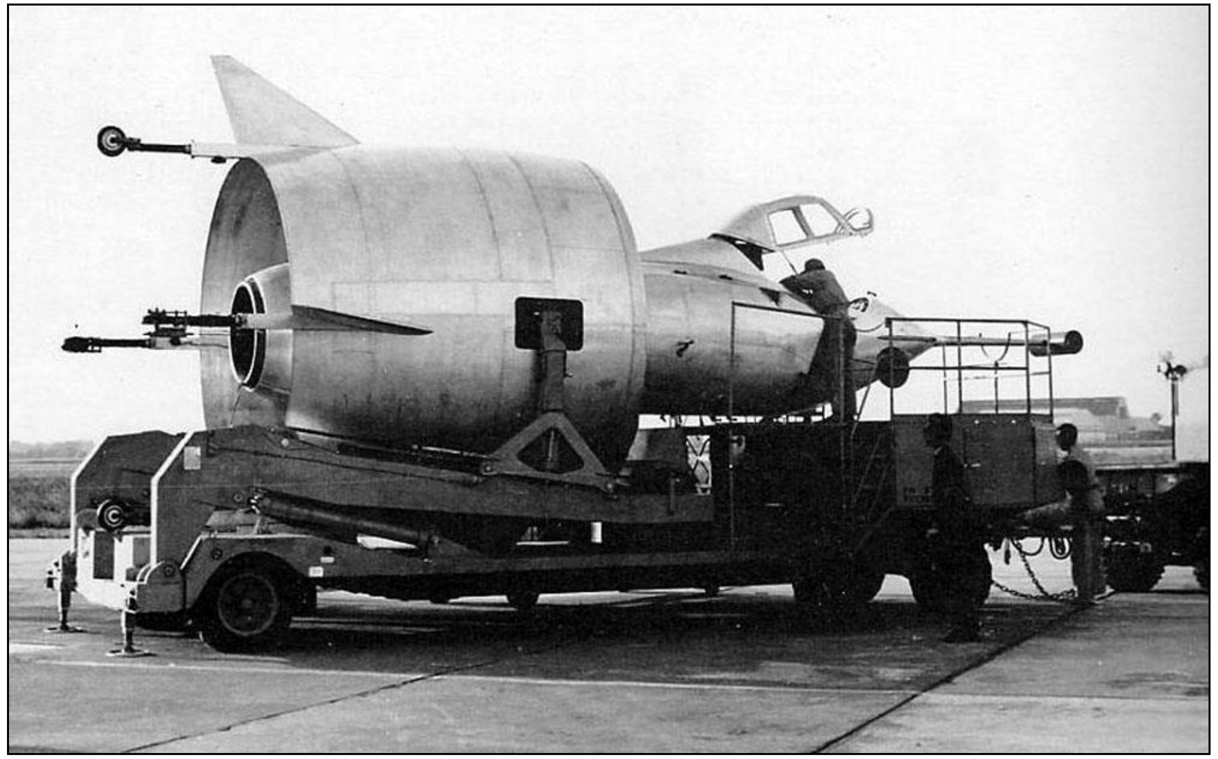
Su primer vuelo estacionario atado fue el 17-04-1959 y el primer vuelo estacionario libre fue el 3-05-1959 con una duración de 3 min, en vuelo hacia adelante, las pequeñas aletas desviaban el aire para controlarlo.

El 25-07-1959, en su noveno vuelo, debía hacer una transición a aproximadamente 36° desde la vertical y luego volver a volar antes de comenzar un descenso vertical. Sin embargo, el Coléoptère no pudo establecer el vuelo estacionario y comenzó a descender más rápido de lo deseado y cayó en oscilaciones sobre los tres ejes, el piloto logró eyectarse pero resultó gravemente herido; la aeronave giró unos 50° y aceleró horizontalmente, pero no completó del todo la transición y se estrelló.











Short SC.1

El trabajo comenzó en 1954 para diseñar un avión de prueba que pudiera demostrar la utilidad del motor de elevación Rolls-Royce RB.108 recientemente desarrollado; estaba propulsado por 4 motores de elevación RB.108 montados verticalmente en cardanes en el centro del fuselaje y un motor de crucero RB.108 en la parte trasera para vuelo hacia adelante; para aterrizar utilizaba aire de purga del motor de crucero.

Durante el vuelo convencional, los motores de elevación se apagarían; antes de comenzar la transición del vuelo horizontal al vertical, se iniciarían utilizando aire comprimido del motor de crucero, el aire comprimido proporcionaba la rotación inicial del motor, pero también tenía que haber una caída de presión desde la admisión hasta el escape, ya que el aire comprimido por sí solo no era adecuado para alcanzar la velocidad de ralentí.

Se requirió un considerable desarrollo de túnel de viento y vuelo de la entrada de aire porque al comienzo de la transición desde el vuelo horizontal, los motores montados verticalmente tenían que tolerar un viento cruzado igual a la velocidad de vuelo hacia adelante sin sobretensiones o vibraciones excesivas; la uniformidad de flujo requerida se logró con la ayuda de un conjunto de 7 branquias con bisagras que se abrían en una posición orientada hacia adelante para dirigir el aire hacia una cámara que alimentaba los motores.

Inicialmente, se instalaron una serie de escotillas en las boquillas de salida de los motores de elevación para mantener un entorno de baja presión debajo de los motores para garantizar que el rotor del motor girara en la dirección correcta antes de suministrar el aire comprimido para arrancar; debido a la efectividad de los cambios en el diseño del motor y la admisión, los portillos se volvieron innecesarios.

El diseño de la cabina era principalmente convencional, pero complicado por la gran cantidad de sistemas que el piloto tenía que monitorear, para su función como avión de investigación, contaba con un completo equipo de grabación.

La palanca del acelerador común para los cuatro motores de elevación vertical era el único control principal adicional en la cabina; se operaba de manera similar al nivel de paso colectivo de un giroavión y se requerían dos formas de controlar la actitud de la aeronave dependiendo de su velocidad de avance; se utilizaban superficies aerodinámicas durante el vuelo convencional y boquillas de chorro de aire para la transición de vuelo horizontal, vuelo estacionario y vuelo vertical.

El aire que salía de los cuatro motores de elevación se suministraba a las boquillas de punta de ala, cola y punta variable, para cabeceo, balanceo, guiñada y control a bajas velocidades durante las cuales no había suficiente flujo de aire sobre las superficies aerodinámicas para que los controles convencionales fueran efectivos.

Estaba equipado con el primer sistema de control fly-by-wire que se instaló en un avión VSTOL; este sistema de control de señales eléctricas, que incluía el estabilizador automático, no solo transfería señales de los controles de la cabina, como la posición de la palanca, sino que también monitoreaba las señales de retroalimentación de los servos para proporcionar estabilidad a los sistemas en si.

Llevaba un tren de rodaje de triciclo; mientras no se retraía, el tren de aterrizaje se podía establecer entre dos posiciones alternativas, adecuadas para aterrizajes convencionales y verticales; las patas fijas del tren de aterrizaje fueron diseñadas específicamente para el vuelo vertical y llevaban dos ruedas giratorias resistentes al calor, mientras que el tren de aterrizaje trasero estaba equipado con frenos de disco.

Sus características técnicas eran de 7,7 m de longitud; 3 m de altura; envergadura de 7 m; peso de 3493 Kg en operaciones VSTOL; velocidad máxima de 396 Km/h; alcance de 240 Km y techo de servicio de 2400 m.

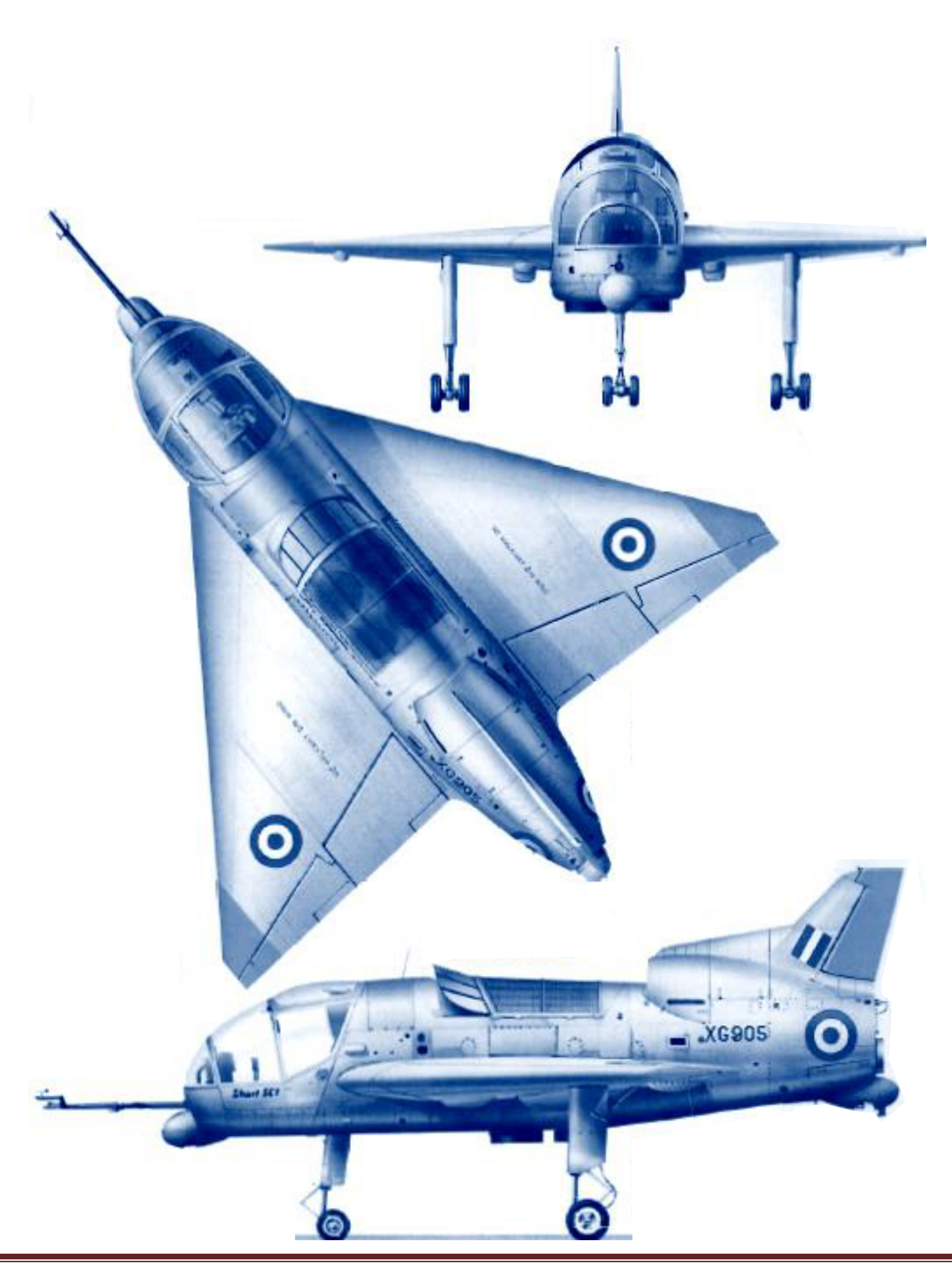
El primer vuelo lo realizó el 2-04-1957, su primer vuelo vertical atado fue el 26-05-1958, el 25-10-1958 fue su primer vuelo vertical libre y la primera transición el 6-04-1960; el SC.1 experimentó los problemas de ingestión de gas caliente y succión descubiertos durante los programas de desarrollo de aeronaves VSTOL.

Fue presentado en el Salón Aeronáutico de Farnborough en 1960 y en el Salón Aeronáutico de París en 1961 (para este último voló por el Canal de la Mancha en ambos sentidos).

La carga de trabajo del piloto fue muy alta durante el aterrizaje, justo cuando la atención del piloto era más importante. Los motores del ascensor debían ponerse en marcha lo más tarde posible, debido al alto consumo de combustible combinado de los cinco motores, el procedimiento de encendido requería mucha mano de obra, al igual que la transición de un vuelo a bordo de un avión a un avión a reacción.

El segundo avión de prueba se estrelló el 2-10-1963 debido a un mal funcionamiento de los controles, luego fue reconstruido y los dos aviones continuaron volando hasta 1967.




XG905
Short SC1
XG905

Hiller X-18

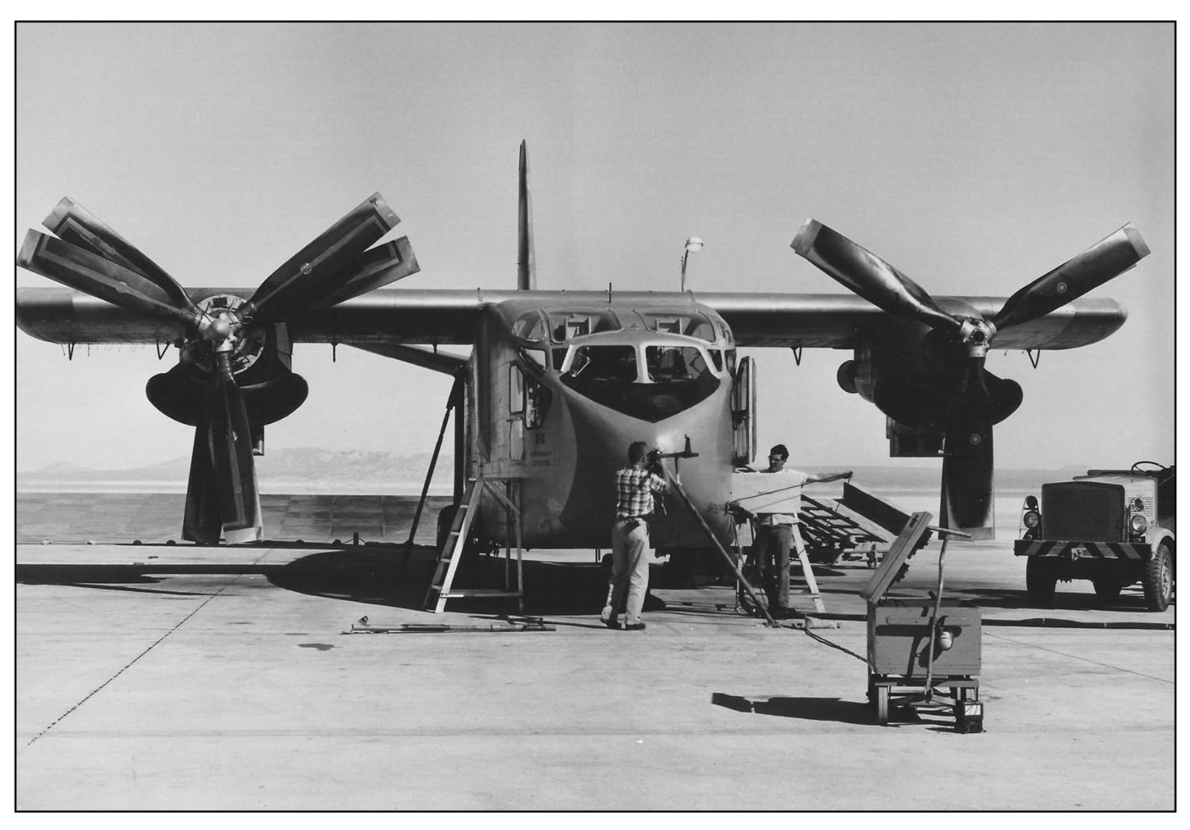
El trabajo de diseño en esta aeronave comenzó en 1955 cuando Hiller Aircraft Corp. recibió un contrato de fabricación y financiación de la USAF para construir el avión VSTOL que se denominaría X-18; para un ahorro de dinero y acelerar su construcción fue creado a partir de piezas recuperadas de otros aviones, su fuselaje era de un avión Chase YC-122C Avitruc y las turbohélices de otros programas experimentales.

El avión tenía una tripulación de 2-3 personas; longitud de 19,2 m; altura de 7,5 m; envergadura de 14,6 m; su peso máximo al despegue era de 14,9 tn, su velocidad máxima era de 407 Km/h y su techo de servicio de 10759 m, las hélices contrarrotativas de 3 palas eran de 4,8 m de ancho, tenía 3 motores, 2 turboejes Allison T40-A-14 montados en las alas procedían del programa XFY-1/XFV-1 y tenían su escape desviado hacia arriba y hacia abajo en la cola para darle al avión control de cabeceo a bajas velocidades, y un turborreactor Westinghouse J34 que producía un empuje de control de paso.

El primer vuelo de prueba fue el 24-11-1959; el X-18 tuvo una serie de problemas, como la susceptibilidad a las ráfagas de viento cuando el ala giraba, actuando como una vela, además, los motores turbohélice no estaban reticulados, por lo que la falla de un motor significaba que el avión se estrellaría; el control de empuje se realizaba a través de cambios de aceleración, que eran demasiado lentos para un control aceptable de altura y balanceo; en 1961, en su ultimo vuelo (N° 20) tuvo un problema de control de paso de la hélice cuando intentaba convertirse en un vuelo estacionario a 3000 m y empezó a girar, afortunadamente la tripulación recuperó el control y aterrizó, pero nunca más volvió a volar. Sin embargo, continuaron las pruebas en tierra de los conceptos de ala basculante.

Luego se construyó un banco de pruebas VSTOL en el que se probaría el despegue vertical, aterrizaje y control de vuelo estacionario; se llevó a cabo con éxito un funcionamiento del motor hasta la altura total de la rueda de 4,5 m; el programa se canceló el 18-01-1964 antes de que se pudieran realizar más pruebas en el banco y el X-18 se desguazó; el programa demostró varias cosas que contribuyeron a otros programas de tecnología VSTOL de ala basculante como el eje cruzado entre los motores que sería obligatorio para evitar la pérdida de control en caso de falla del motor, y el control directo del paso de la hélice, obligatorio para un control lateral y de altura preciso durante la operación VSTOL y el vuelo estacionario.






73078

Sud-Est SE X-115

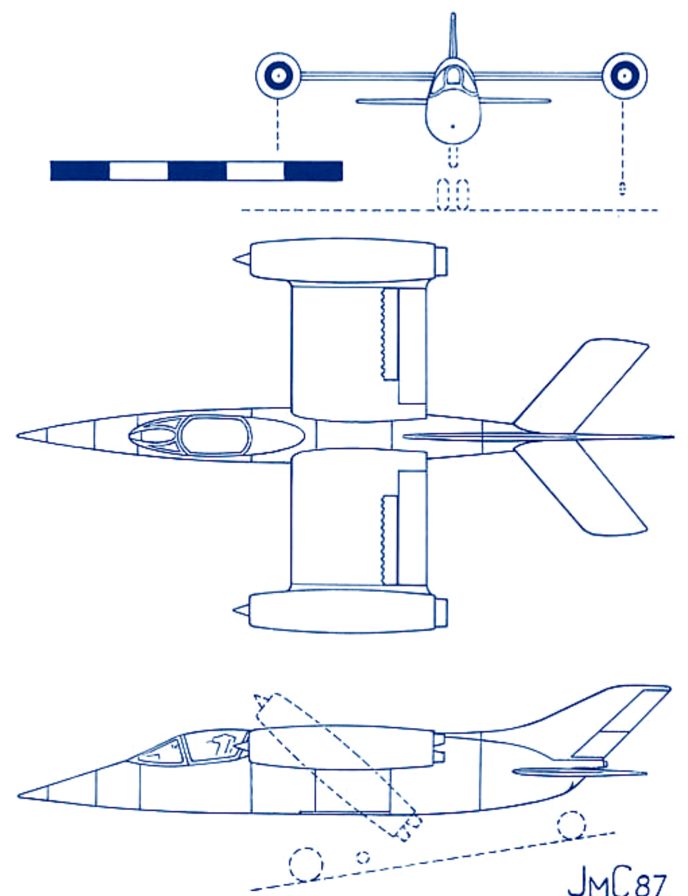
En 1955, la oficina de diseño Sud-Est desarrolló un proyecto de interceptor con la fórmula Tilt-Jet, el único proyecto conocido de esta fórmula en Francia.

Era un avión compacto, de ala recta, alta, muy delgada, con dos reactores en los extremos, orientable hasta 45° hacia abajo; en vuelo normal, el control se habría logrado mediante flaps de curvatura que ocupaban todo el borde de salida; la aeronave fue planeada para despegue ultracorto-STOL (al menos a la espera de motores más potentes de segunda generación).

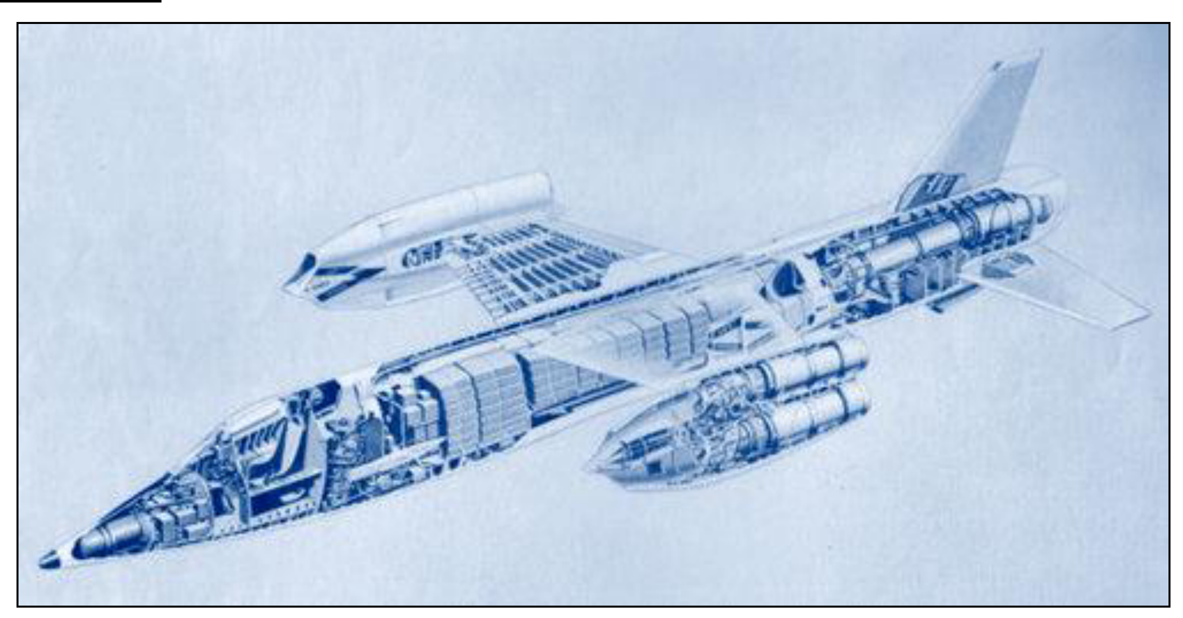
El fuselaje, muy delgado, ofrecía una sección reducida e incluía una cabina desechable en la parte delantera, la nariz era extremadamente afilada; los empenajes habrían presentado una fuerte flecha, para compensar la reducida longitud del fuselaje.

El estabilizador habría sido del tipo monobloque (una sola parte móvil); el tren de aterrizaje habría sido colocado bien atrás con ruedas a baja presión y permitiendo un fuerte ángulo de ataque al suelo.

Para el control de vuelo estacionario, Sud-Est consideró las superficies de control de chorro, como también la colocación de miniboquillas de aire comprimido; los reactores previstos eran los SNECMA R-105; su capacidad interna de combustible habría sido de 1200 lts; en su parte trasera podría haber integrado un cohete auxiliar, para despegue y aceleración, su velocidad estaría entre del orden de los 1850 a 1970 Km/h; a pesar de esto, el avión habría planteado muchos problemas que probablemente habrían requerido la construcción de una o más máquinas experimentales para ser resueltos.



Bell D-188A (XF-109)



En 1955, la USAF como la US Navy pidieron a Bell Aircraft que desarrollara un cazabombardero supersónico para todo tipo de clima y un interceptor de defensa VTOL/VSTOL, el proyecto era muy ambicioso ya que estaba diseñado para cumplir una multitud de funciones para dos servicios diferentes.

El avión tendría 18,9 m de largo; 3,8 m de altura; envergadura de 7 m, se estimaba una velocidad máxima de mach 2,3 con un rango de combate de 2170 Km y un techo de servicio de 18000 m, consistía en un fuselaje delgado con una gran aleta y estabilizadores en movimiento en la cola, la cabina de un solo asiento estaba en el extremo de la nariz y el ala de pequeña envergadura estaba montada en lo alto del fuselaje; en los extremos de cada ala había cápsulas que contenían dos turborreactores General Electric J85-GE-5, que se podían girar a través de un arco de 100° (horizontal a 10° más allá de la vertical) para permitir el vuelo tanto horizontal como vertical; su armamento habría consistido en dos cañones de 20 mm en el fuselaje, una bahía de armas interna y 8 puntos en las alas para misiles y otras municiones

Para despegar verticalmente, las cápsulas se girarían para dirigir el empuje del motor hacia abajo, mientras que para el vuelo horizontal, se girarían nuevamente a la posición horizontal, las cápsulas también eran capaces de dirigir el empuje ligeramente hacia adelante para mejorar las maniobras de aterrizaje.

Además de los 4 motores de ala, también se montaron 4 motores en el fuselaje, dos en las parte trasera dirigidos hacia afuera de dos conductos de cola separados y dos elevadores de chorro directamente detrás de la cabina y colocados verticalmente para ayudar en la operación VTOL, con escape de dos conductos ventrales; presentaba un sistema de purga del motor para ayudar en la elevación vertical y las maniobras; el aire sangrado de los compresores del motor del fuselaje se habría dirigido a dos propulsores en la nariz y dos más en la cola para ayudar en los movimientos de cabeceo, balanceo y guiñada.

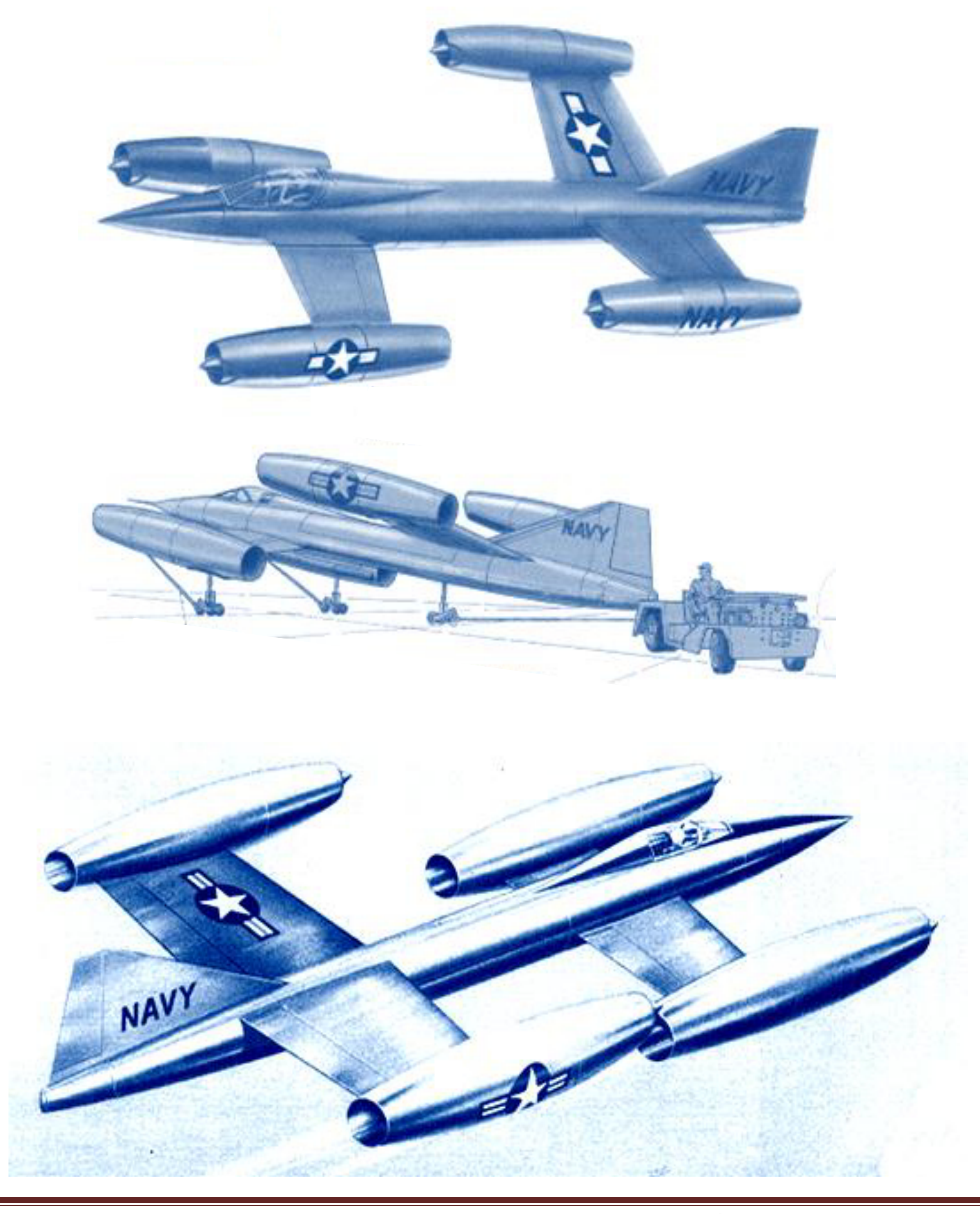
El avión fue designado Model 2000 y se ofreció en dos versiones diferentes, el D-188 (XF3L-1) para la US Navy y el D-188A (XF-109) para la USAF, aunque ninguna de estas designaciones era oficial; en 1959, Bell se asoció con Convair para formar un equipo conjunto de gestión de sistemas de armas con el fin de impulsar el programa XF-109; el 5-12-1960, Bell mostró públicamente el diseño XF-109, pero a mediados de 1961, la USAF canceló el programa.


BELL
AEROSYSTEMS
USAF


92109

Avro Canada TS-140

En cumplimiento con las especificaciones de la US Navy para un avión de combate tipo VTOL en 1956, Avro Canada al mismo tiempo que desarrollaba el Project 1794, propuso el Avro TS-140, que era un avión tipo canard propulsado por 4 motores Bristol Orpheus; pero finalmente fue rechazado a favor del avión Bell D-188A.

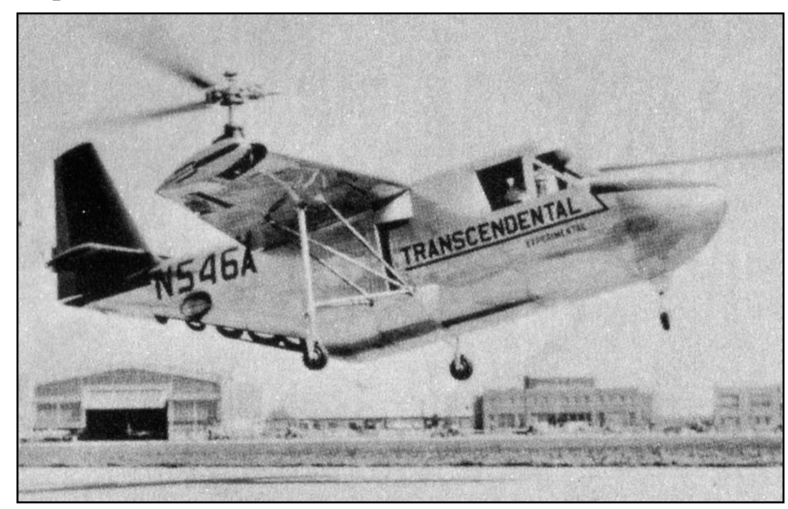


Trascendental Model 2

En marzo de 1956 Transcendental recibió un contrato de la USAF y construyó el Model 2 en octubre del mismo año; era un monoplano de ala alta con un rotor orientable montado en cada punta del ala, tenía tren de aterrizaje triciclo fijo y empenaje convencional, además de las capacidades de despegue vertical, el Model 2 fue diseñado para poder lograr despegues cortos utilizando la sustentación de las alas además de la sustentación generada por los rotores de las puntas de las alas, podía llevar una tripulación de dos personas sentadas una al lado de la otra; el ala tenía una envergadura de 0,3 m; su peso en vacío era de 708 kg y al despegue era de y 1015 Kg.

La energía era proporcionada por un motor de pistón de 6 cilindros Lycoming O-435-23 que estaba montado verticalmente en el fuselaje detrás de la cabina de la tripulación, la potencia se transmitía a los rotores/hélices a través de una transmisión principal situada encima del motor; dos ejes de transmisión pasaban a través de las alas por medio de acoplamientos flexibles a los engranajes de reducción del rotor/hélice ubicados en las puntas de las alas; los engranajes de reducción y los ejes del rotor podían ser inclinados por el piloto con liberaciones eléctricas, permitiendo que los rotores giraran de un plano horizontal (para vuelo vertical y vuelo a velocidad reducida) a un plano vertical (para vuelo de crucero) cuando la velocidad era suficiente para que las alas soportaran la aeronave.

En vuelo estacionario y lento, el control de la aeronave se lograba con los controles cíclicos y colectivos convencionales de los rotores del helicóptero; a velocidades más altas, las superficies de control convencionales y los alerones permitían dirigir la aeronave; el desarrollo de esta aeronave se detuvo por el cese de financiación por parte del Wright Air Development Center.





Vertol 76 VZ-2

A principios de 1956 la aeronave Vertol Model 76 recibió la designación VZ-2 por el US Army, el fuselaje tenía una longitud de 8,1 m; altura de 3,2 m; envergadura de 7,6 m y un peso de 1,67 tn; con una cabina de dos asientos en forma de burbuja, similar a la de un helicóptero, su alcance era de 210 Km y un techo de servicio de 4200 m, fue utilizado en pruebas por el US Army, la US Navy y la NASA.

Un motor Lycoming YT53-L-1 impulsaba las dos hélices de 3 palas mediante un eje transversal a través de las alas, en vuelo estacionario, el cabeceo y la guiñada estaban controlados por dos hélices con conductos en la cola; en transición, los controles aerodinámicos se introducían gradualmente hasta que las hélices de cola ya no fueran necesarias en vuelo horizontal.






NAVY
ARMY

Ryan Model 92 (VZ-3 Vertiplane)

El Ryan Model 92, designado en 1956 por el US Army como VZ-3 Vertiplane, era un avión experimental de prueba de concepto simple, de 8,49 m de largo; 3,25 m de altura y una envergadura de 7,14 m; usaba flaps soplados para lograr un despegue corto o casi vertical.

Se trataba de un monoplano de ala alta propulsado por un motor turboeje Avco Lycoming T-53 situado en el interior del fuselaje que impulsaba dos hélices de gran diámetro montadas en cada ala; tenía una cola en T y originalmente un tren de aterrizaje fijo con rueda de cola y flaps de borde de salida retráctiles dobles de gran envergadura que se extendían en la estela de la hélice para el despegue.

Para permitir el control mientras estaba en vuelo estacionario, tenía una boquilla de desviación de chorro articulada universalmente en la parte trasera de la aeronave, luego se modificó con un tren de aterrizaje de rueda de nariz; la aeronave podría realizar un despegue casi vertical dentro de los 9 m a una velocidad de 40 Km/h y ponerse en vuelo estacionario hasta una altura de 1100 m.

Realizó un programa de pruebas de 21 vuelos para el US Army, se estrelló en 1959, luego se reconstruyó con un fuselaje alargado de cabina abierta y fue entregado a la NASA para realizarle más pruebas.




NAVY
ARMY


NASA
235
NASA

Doak Model 16 (VZ-4)

El 10-04-1956 el US Army le otorgó a Doak un contrato para producir un prototipo con capacidad para una tripulación de dos personas sentadas en tándem en la cabina para su uso como avión de investigación; la aeronave, fue originalmente designada VZ-4 y estaba propulsada por un motor turbohélice Lycoming YT-53 montado en el fuselaje, que luego fue reemplazado por una turbina Lycoming T53-L-1.

El motor impulsaba dos hélices de ventilador con conductos basculantes de fibra de vidrio montadas en la punta del ala a través de una caja en T en el motor que transmitía potencia a las hélices a través de un tubo de Aluminio y dos ejes más pequeños, cada hélice tenía 1,22 m de diámetro y el diámetro exterior del conducto era de 1,52 m.

Los ventiladores se colocaron verticalmente para el despegue y el aterrizaje y se giraron a una orientación para el vuelo horizontal, la primera vez que este concepto de propulsión VTOL se probó con éxito, tenía alas y cola de metal, ; para ahorrar peso, la aeronave se construyó originalmente con tubos de acero soldados descubiertos, después de que se descubrió que el marco abierto interfería con las pruebas de velocidad de avance, se instaló fibra de vidrio moldeada sobre la sección de la nariz y láminas delgadas de Aluminio sobre el fuselaje de popa, su tren de aterrizaje se tomó de un Cessna 182 Skylane, los asientos de un avión P-51 Mustang y actuadores de conducto de un Lockheed T-33 Shooting Star.

Las pruebas de vuelo comenzaron en el Aeropuerto Municipal de Torrance y Doak voló por primera vez el 25-02-1958 y la primera transición de vuelo vertical a horizontal (y viceversa) tuvo lugar el 5-05-1958 (aunque el prototipo en general tuvo éxito, su rendimiento de despegue y aterrizaje cortos fue inferior al esperado y mostró una tendencia a levantar la nariz al hacer la transición de vuelo vertical a horizontal) en 1958 la aeronave fue transferida a la Base Edwards y se sometió a otras 50 hrs de prueba, en las que demostró ser capaz con el motor de turbina de alcanzar una velocidad máxima de 370 Km/h, una velocidad de crucero de 282 Km/h, una autonomía de 403 Km y un techo de servicio de 3658 m.

El US Army aceptó el prototipo en 1959 designándolo Doak VZ-4DA y lo pasó al NASA/Langley Research Center para realizarle más pruebas, el trabajo continuó en el VZ-4DA hasta 1963, cuando el US Army decidió que el helicóptero cumpliría con sus requisitos de VTOL, desvió la financiación del diseño y las pruebas de aeronaves VTOL no convencionales al diseño y la adquisición de helicópteros y suspendió las pruebas del VZ; la NASA, posteriormente adquirió el avión, y finalmente en 1973 se lo transfirió a Fort Eustis y se lo almacenó.



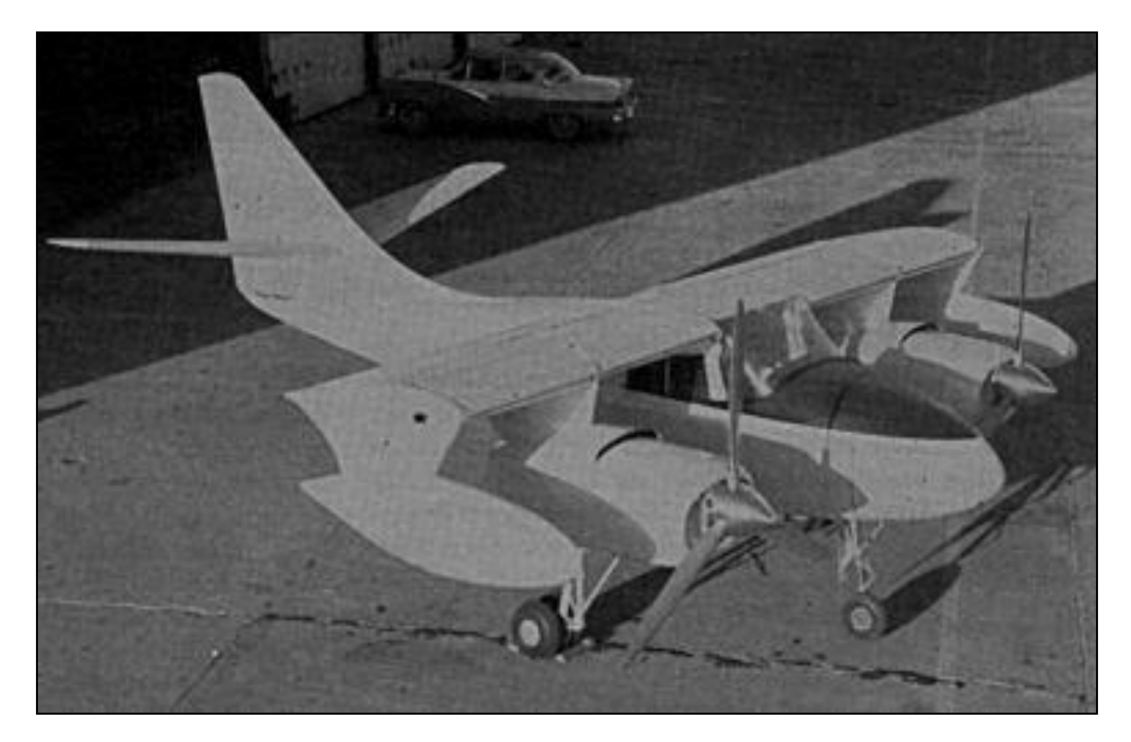

DOAK
16
U.S.ARMY
56-9642
U.S. ARMY
ARMY

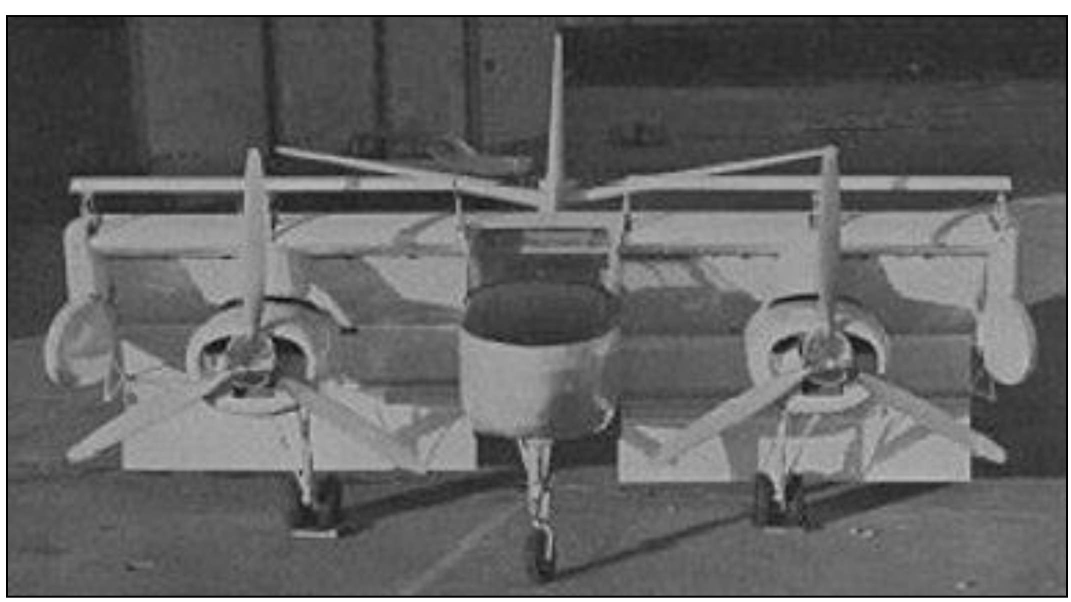
Robertson VTOL

Robertson Aircraft Corp. se formó en octubre de 1956 para construir un avión tipo VTOL de cuatro asientos propulsado por dos motores Lycoming GSO-480.

El ala tenía un sistema de flaps deslizantes con un flap de borde de fuga de envergadura completa de doble ranura que brindaba todo el control; para los vuelos horizontales los flaps se retraían en el ala.

El combustible y el aceite se transportaban en tanques de punta de ala que también actuaban como placas de extremo; el avión realizó un vuelo atado el 8-01-1957.

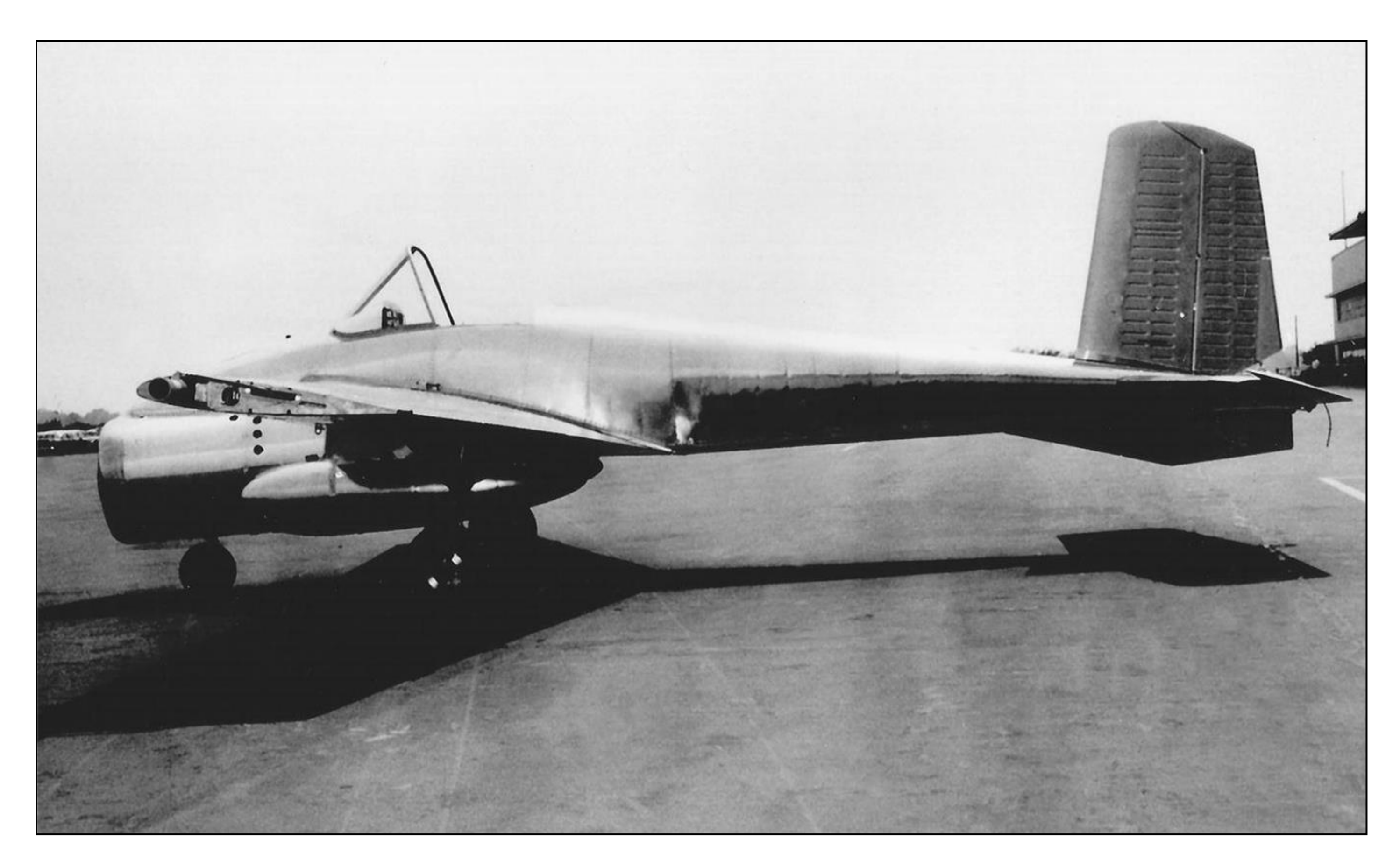




Bell X-14

También denominado Bell Type 68, su objetivo principal del proyecto era demostrar el despegue horizontal y vertical de empuje vectorial, vuelo estacionario, la transición al vuelo hacia adelante y el aterrizaje vertical; Bell construyó para la USAF, el X-14 era un monoplano de cabina abierta de 7,92 m de longitud y un peso de 1435 Kg, totalmente metálico (duraluminio).

Estaba propulsado por dos motores turborreactores Armstrong Siddeley Viper equipados con deflectores de empuje ubicados en el centro de gravedad de la aeronave, los motores estaban fijos en su posición, y la transición de vuelo vertical a horizontal se lograba con un sistema de paletas móviles que controlan la dirección del empuje del motor; su velocidad máxima era de 290 Km/h con un techo de servicio de 6100 m; se diseñó utilizando piezas existentes, como alas, alerones y tren de aterrizaje de un Beech Bonanza y el cono de cola y empenaje de un Beech T-34 Mentor.



Su primer vuelo como despegue vertical, vuelo estacionario y luego aterrizaje vertical fue el 19-02-1957, su primera transición de vuelo estacionario a horizontal la realizó el 24-05-1958.

En 1959, sus motores Viper fueron reemplazados por motores General Electric J-85 y el avión fue entregado al NASA/Ames Research Center como X-14A; en 1971, el X-14A fue equipado con nuevos motores J85-GE-19 y redesignado como X-14B, también se le instaló una computadora a bordo y un sistema de control digital fly-by-wire para permitir la emulación de las características de aterrizaje de otras aeronaves VTOL; el X-14B se usó en esta función de prueba hasta que sufrió daños irreparables en un accidente de aterrizaje el 29-05-1981, etapa en que ya era usado como avión de prueba de la NASA.


NASA
234
NASA
234


64022

Fairchild 224 VZ-5

Construido en 1957 para el US Army, y con la designación VZ-5, este prototipo fue un avión experimental diseñado para investigar varios aspectos y soluciones de aeronaves VTOL, era un monoplano de ala alta con tren de aterrizaje triciclo fijo.

El fuselaje tenía una cabina abierta para el único piloto y un plano alto de cola (cola en T), el aspecto poco usual de la aeronave se debía a que disponía de un turboeje General Electric en el fuselaje trasero propulsando cuatro hélices tripala montadas en góndolas, dos en el borde de ataque de cada ala; también tenía dos pequeños rotores de cola de cuatro palas montados encima de la cola para proporcionar control de cabeceo.

El ala tenía flaps y alerones convencionales de borde de fuga, pero también tenía una sección que podía ser deflectada para actuar como un flap de envergadura total, durante un despegue vertical, dos tercios del ala actuaba como un flap en el flujo de las cuatro hélices; voló por primera vez (de forma cautiva) el 18-11-1959, pero solo realizó pruebas limitadas antes de que el proyecto fuera abandonado.






U.S. ARMY

Proyecto Flying Jeep

En 1957, para cubrir con el requerimiento del Comando de Investigación de Transporte del US Army de un vehículo tipo VTOL concebido para ser más pequeño y más fácil de volar que un helicóptero, denominado Flying Jeep (Jeep Volador) se desarrollaron varios prototipos de las empresas Chrysler con el VZ-6; Curtiss-Wright (a través de su empresa subsidiaria Aerophysics Development Corp.) se presentaría con el diseño VZ-7 y Piasecki con su diseño VZ-8 Airgeep.

Chrysler VZ-6

Ordenado en 1958 dentro del Proyecto Flying Jeep se construyeron dos unidades, era un vehículo de forma rectangular con una tripulación de una sola persona, longitud de 6,55 m y una altura de 1,57 m; tenía dos hélices tripala insertadas en las partes delantera y trasera; un motor Lycoming localizado en el centro de la aeronave, propulsaba las hélices de flujo guiado, y estaba equipado con faldones de goma en los bordes inferiores del vehículo.



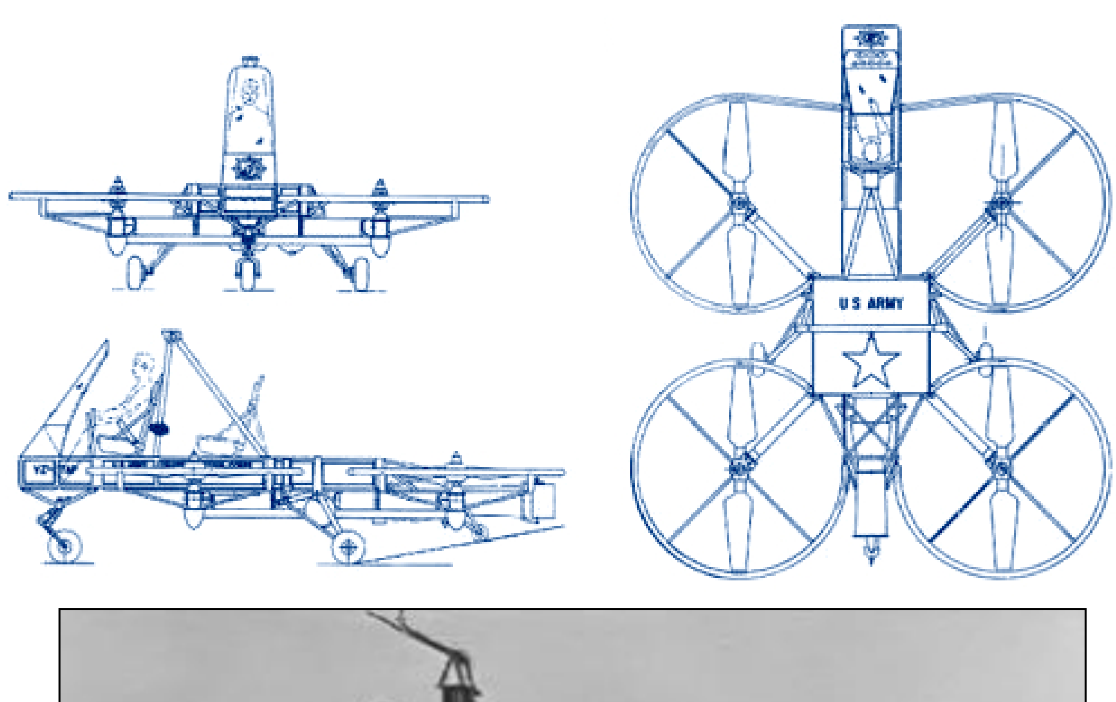
En 1959 comenzaron las pruebas de vuelo atadas, pero estas mostraron que el vehículo tenía sobrepeso y poca potencia con problemas de estabilidad, un intento de vuelo sin ataduras terminó con el vehículo volcado, llevando a cancelar nuevas pruebas, finalmente las dos aeronaves construidas fueron desechadas en 1960.



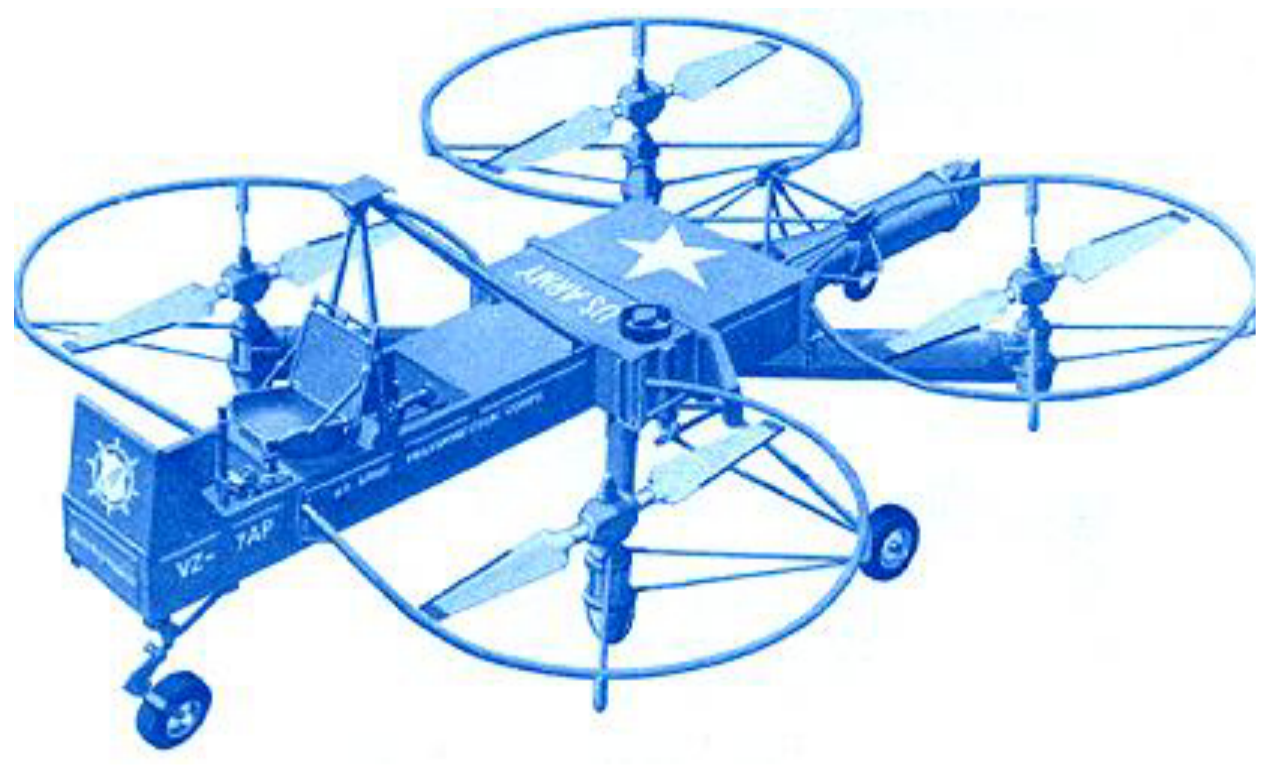
Curtiss-Wright VZ-7

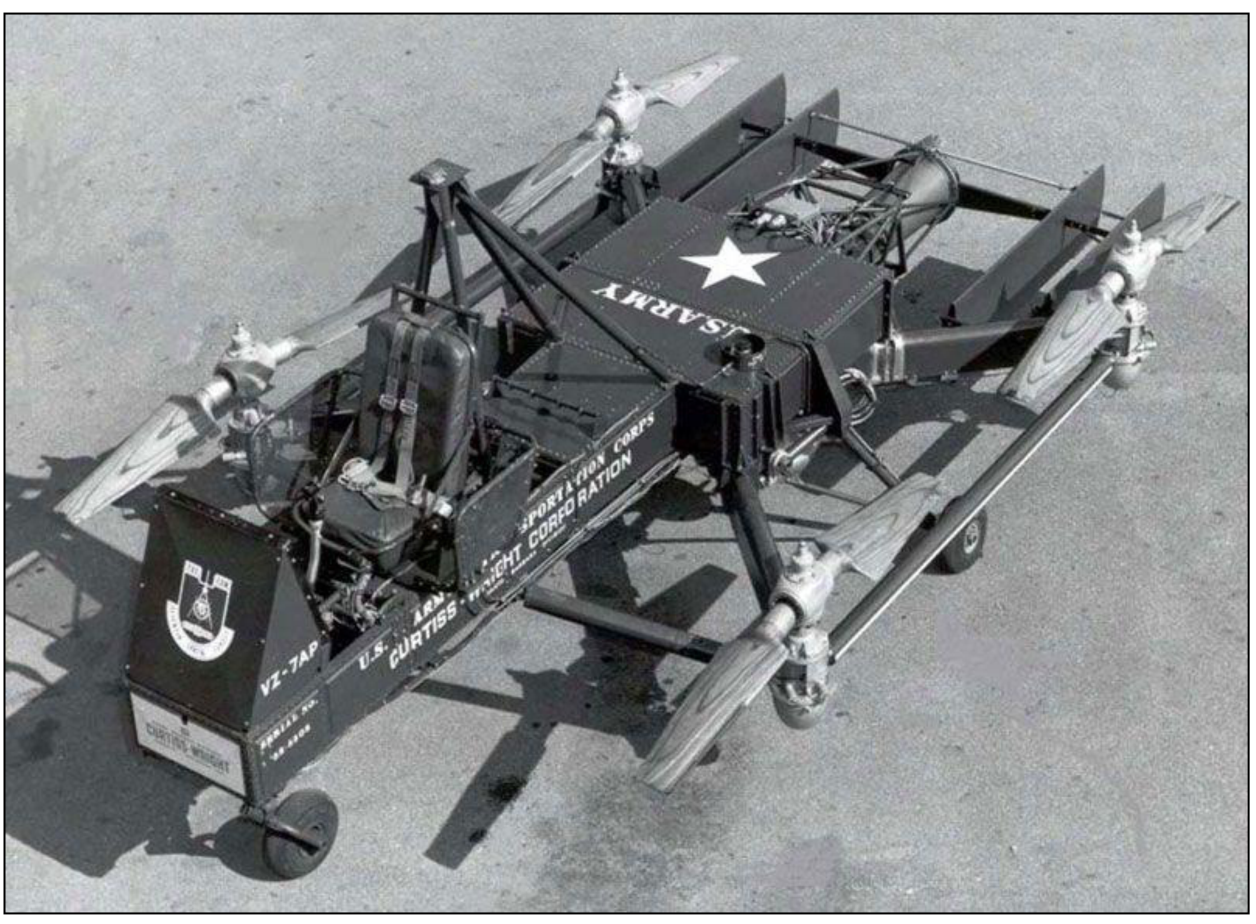
El diseño de Aerophysics Development Corp. (subsidiaria de Curtiss-Wright) para el Programa Flying Jeep tenía una longitud de 5,18 m; altura de 2,84 m y un ancho de 4,88 m, tenía una velocidad máxima de 51 Km/h y un techo de servicio de 61 m; tenía un fuselaje con un asiento de piloto, tanques de combustible y controles de vuelo; las cuatro hélices/rotores de ventilador con conductos, propulsadas por un motor turboeje Turbomeca Artouste-IIB estaban unidos a ambos lados del fuselaje, sin protección (originalmente tenía cubiertas, pero luego se quitaron)

Para probar el concepto de diseño, el US Army encargó dos prototipos de un demostrador monoplaza más pequeño que se entregaron a mediados de 1958; el vehículo aéreo se controlaba cambiando el empuje de cada hélice, era maniobrable y fácil de volar; tuvo un buen desempeño durante las pruebas, pero no pudo cumplir con los estándares del US Army, por lo que fue retirado y devuelto al fabricante en 1960.






U.S. ARMY
VZ- 7AP


U.S. ARMY
VZ-7AP
CURTISS-WRIGHT CORPORATION

Piasecki VZ-8 Airgeep

El diseño de Piasecki para el Flying Jeep presentaba dos rotores tripala en tándem, con la tripulación sentada entre los mismos, podía llevar una tripulación de 2 personas (piloto y copiloto/artillero) y una capacidad de hasta 3 pasajeros, su longitud era de 7,45 m; tenía una altura de 1,78 m; 2,82 m de alto y pesaba vacío 1184 Kg, velocidad máxima de 136 Km/h; con un alcance de 56 Km y un techo de servicio de 914 m; la potencia era suministrada por 2 motores de pistón Lycoming O-360-A2A, propulsando los rotores mediante una caja reductora central.

La primera de las dos aeronaves ordenadas (designada Model 59K Skycar, Airgeep por Piasecki y como VZ-8P por el US Army) voló el 22-09-1958; fue remotorizada con un único motor turboeje Turbomeca Artouste IIB que reemplazaba a los dos motores de pistón, volando de esta forma en junio de 1959; tras ser prestada a la US Navy para ser evaluada como Model 59N, donde fue equipada con flotadores, fue devuelta al US Army y su motor reemplazado por el Garrett AiResearch TPE331-6.

El segundo prototipo fue completado con un diseño modificado, designado Model 59H AirGeep-II por Piasecki y VZ-8PB por el US Army, estaba propulsado por dos motores Artouste, con asientos eyectables para el piloto y el copiloto/artillero y tres asientos para los pasajeros, fue equipado con un tren de aterrizaje eléctrico triciclo para aumentar la movilidad en tierra; su primer vuelo tuvo lugar el 15-02-1962.

Aunque operaría normalmente cerca del suelo, era capaz de volar a varios metros de altura, probando ser estable en vuelo; el volar bajo le permitía evadir la detección por radar; a pesar de estas cualidades, y su superioridad sobre los otros modelos presentados para cubrir el mismo requerimiento, el US Army decidió que el concepto Flying Jeep no era adecuado para el campo de batalla moderno, y en su lugar se concentró en el desarrollo de helicópteros convencionales.




ARMY


U.S.ARMY

Avro Canada VZ-9-AV Avrocar

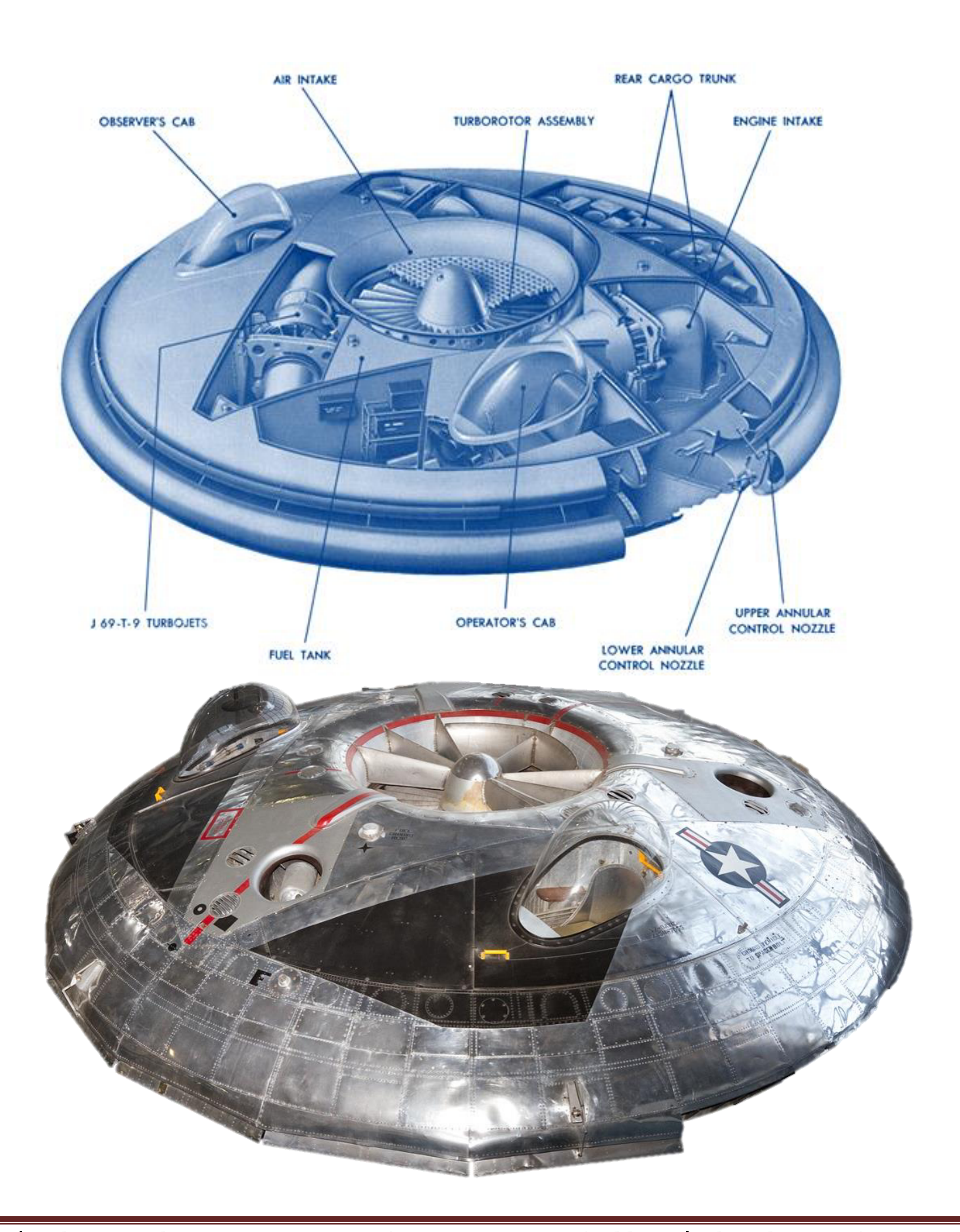
En 1958, el diseñador de aeronaves John Fros, propuso construir una aeronave mas pequeña como un banco de pruebas aerodinámicas para el Project 1794, denominado Avrocar como prototipo de un vehículo adecuado para las necesidades del US Army dentro del Programa Flying Jeep, los requisitos de rendimiento iniciales eran de una capacidad de vuelo estacionario de 10 min con efecto suelo y un alcance de 40 Km con una carga útil de 450 Kg.



Se le otorgó a Avro un contrato de servicios administrado por la USAF para construir y probar dos aeronaves Avrocar, denominadas VZ-9-AV por el US Army; la financiación adicional de la USAF (no gastados del Project 1794) también se transfirió al Avrocar; en marzo de 1959, recibió un contrato adicional para un segundo prototipo, en sus inicios el rendimiento proyectado superaba el requisito, con una velocidad máxima de 417 Km/h, alcance de 209 Km con una carga útil de 450 Kg y un techo de servicio de 3000 m, flotaría fuera del efecto suelo con una carga útil de 1,1 tn, su peso máximo de despegue con transición a vuelo hacia adelante se calculó en 2,5 tn; su peso máximo con transición en efecto suelo sería de 3,1 tn.

La Oficina de Proyectos de la USAF dedicada a los proyectos Avro recomendó que se cancelara el Project 1794 y todos los trabajos relacionados (incluido el Avrocar) y Frost se vio obligado una vez más a intentar rescatar el proyecto; en un esfuerzo elaborado, defendió contundentemente la continuación de la financiación militar de los Estados Unidos, y a finales de mayo de 1959, la USAF autorizó a Avro a continuar con el programa.

Tenía forma disco, de 5,5 m de diámetro y 1 m de espesor, la estructura principal era un gran triángulo equilátero al que se unían los diversos componentes; el turborotor de 124 palas se encontraba en el centro del triángulo, con la mayor parte del empuje del rotor dirigido directamente hacia abajo a través de una abertura en la superficie inferior, pero parte se extraía para alimentar el sistema de control que se extendía a lo largo del borde exterior del disco.

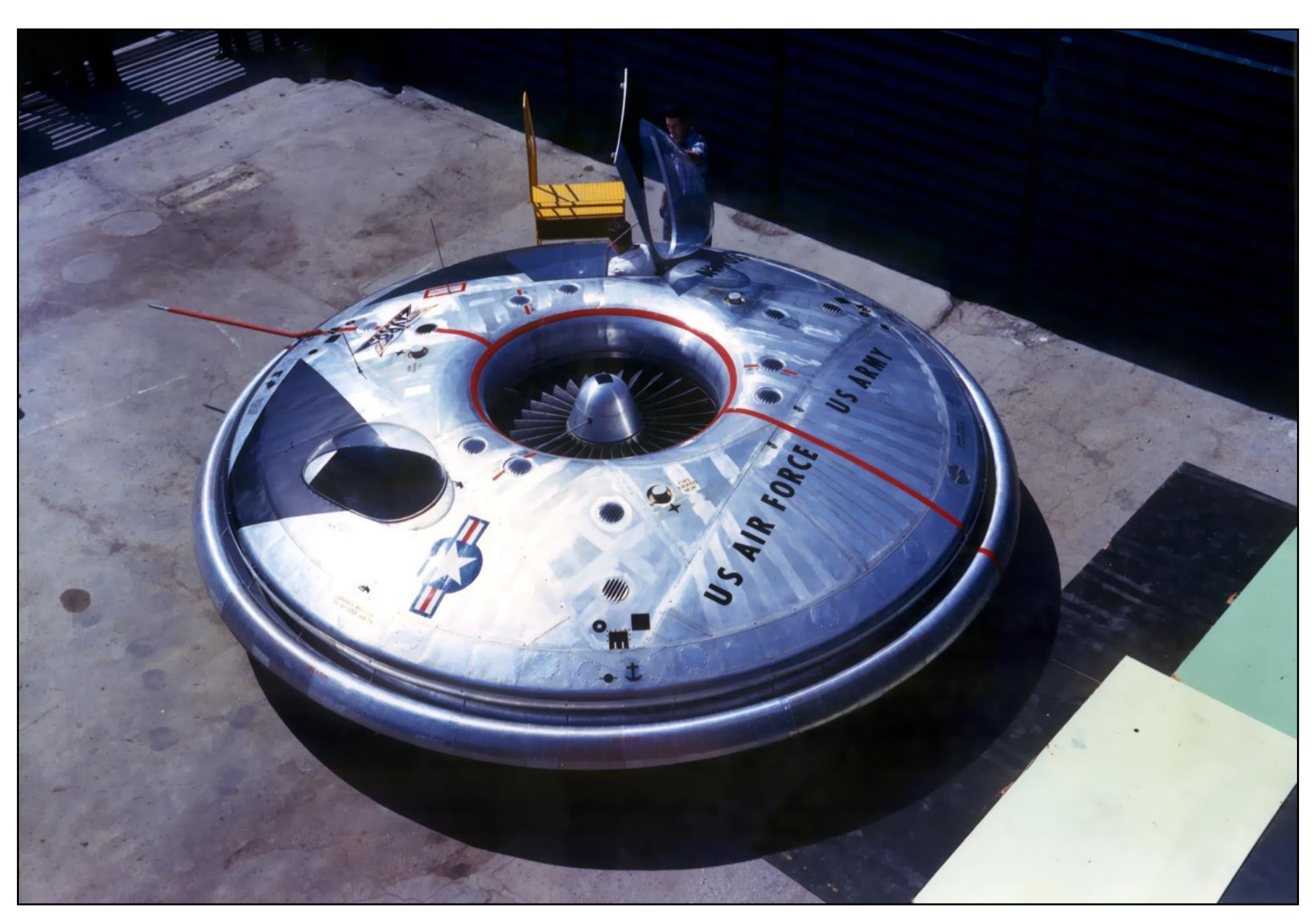

AIR INTAKE
REAR CARGO TRUNK
OBSERVER'S CAB
TURBOROTOR ASSEMBLY
ENGINE INTAKE
J 69-T-9 TURBOJETS
OPERATOR'S CAB
UPPER ANNULAR CONTROL NOZZLE
FUEL TANK
LOWER ANNULAR CONTROL NOZZLE

La energía para el rotor era proporcionada por 3 motores a reacción Continental J69-T-9 unidos a la estructura principal, cada motor tenía sus propios tanques de combustible y aceite, junto a otros sistemas de apoyo; aunque se esperaba que estos estuvieran interconectados en futuros modelos.

La mayor parte de la estructura del avión era de Aluminio con un peso vacío de 1,4 tn; su tren de aterrizaje tenía tres pequeñas ruedas giratorias montadas en ejes; posteriormente durante las pruebas se lo sustituyó por un juego de patines, aunque normalmente no estaban instalados.

El control del piloto se realizaba a través de una palanca de control montada en el lateral; el cabeceo y balanceo se controlaba mediante movimientos convencionales de adelante hacia atrás y hacia los lados, mientras que la guiñada se podía controlar girando la palanca; no se utilizaban enlaces mecánicos, la palanca controlaba el flujo de aire a alta presión alrededor de la aeronave, que se unía directamente a varias superficies de control o a través de enlaces de cables locales para reemplazar los controles que estaban destinados a ser accionados por cable en los motores.

El sistema de control de actitud/empuje consistía en un gran anillo situado fuera del disco principal, con la forma aproximada de un triángulo redondeado con la superficie plana en el interior; al ver la aeronave desde un lado, la aleta de control era casi invisible y en una posición neutral, mezclándose con el perfil, los controles del piloto movían el anillo en relación con el resto de la nave, afectando el flujo de aire que se movía hacia afuera desde el centro; la sustentación vertical se podía incrementar moviendo todo el anillo hacia abajo, lo que producía más flujo de aire sobre su superficie superior, que luego doblaría hacia el suelo, la inclinación del anillo resultó ser de un empuje asimétrico para el control direccional.



Se descubrió que era inestable en vuelo hacia adelante, ya que el centro aerodinámico de presión estaba muy por delante del centro de gravedad, por lo que la aeronave incluía un sistema de aumento de la estabilidad mecánica que era independiente de los controles del piloto, el turborotor tenía un momento angular bastante grande y estaba destinado a actuar como un poderoso giroscopio, proporcionando una dirección de vuelo normal; los cables de control conectados a la base del rotor se tirarían cuando la nave se moviera en relación con el rotor, activando las superficies de control para contrarrestar el movimiento; el Avrocar era tripulado por dos personas, que estaban posicionadas en cabinas separadas apretujadas en áreas vacías en la estructura del avión; quienes volaron el Avrocar, consideraron que todavía era un vehículo difícil de volar; solo un piloto solía estar a bordo durante las pruebas, y se realizaron varios vuelos con un observador en la segunda cabina hasta que los problemas de control se resolvieron por completo.

El primer Avrocar se probó en una plataforma flotante estática del 9-07 al 7-10-1959; desafortunadamente, se descubrió que el gas caliente del escape se mezclaba con las tomas en vuelo estacionario, lo que reducía el empuje del motor, además, el ventilador generaba sustentación solo en una pequeña área de su superficie, reduciendo el empuje total disponible; los conductos también demostraron tener pérdidas mayores a las esperadas, y una serie de modificaciones no lograron resolver este problema; estos problemas redujeron la sustentación máxima en altitudes más altas fuera del efecto suelo a 1,4 tn menos que el peso vacío de la aeronave (1,9 tn) por lo que sería incapaz de flotar fuera del efecto suelo; luego de estas pruebas, fue enviado al NASA/Ames Research Center para pruebas en túnel de viento.

El segundo Avrocar hizo el primer intento de vuelo estacionario atado al suelo, el 29-09-1959; después de que se elevó en el aire, comenzó un balanceo incontrolable y una oscilación acoplada al cabeceo que obligó a cada una de las tres ruedas a aterrizar en el suelo por turno; por este motivo se realizaron cambios en el sistema de estabilidad para proporcionar más autoridad de control, y se investigaron nuevas ataduras para mejorar la capacidad de controlar este tipo de problemas.

Las investigaciones sobre el efecto revelaron qué estaba causando el problema. Mientras estaba en el efecto suelo, el aire a alta presión debajo de la nave quedó atrapado, llenando toda el área y proporcionando así una base estable. Cuando la nave salió del efecto suelo, el aire se formó en una sola columna estrecha, descrita por Frost como "tronco de árbol". En altitudes intermedias, la nave pasaría momentáneamente de un régimen a otro, tiempo durante el cual un lado del vehículo estaría completamente sostenido mientras el soporte desaparecía debajo del otro. Esto condujo a un fuerte movimiento de cabeceo hacia el lado sin apoyo. Tan pronto como esto ocurriera, ese lado se acercaría al suelo y restablecería el aire de apoyo, mientras que el otro lado se elevaría por encima de este límite. Este proceso se repetiría, con la nave rodando de lado a lado. Se realizaron modificaciones para tratar de solucionar el problema. Finalmente, se perforó una serie de 52 orificios en la parte inferior del vehículo, ubicados radialmente a un metro del centro. Estos debían proporcionar un chorro central para estabilizar el colchón de tierra.

Con estas modificaciones completas y aparentemente funcionando, el primer vuelo completamente libre ocurrió el 12-11-1959, la prueba demostró que el sistema de control de boquillas era inaceptable, los spoilers estaban destinados a dirigir el aire hacia afuera sobre la parte superior o inferior de la aleta anular, hacia afuera solo por la parte inferior durante el vuelo estacionario, pero sobre la parte superior e inferior durante el vuelo hacia adelante.

La idea era que cuando se colocara la aleta para proporcionar control, la aeronave bajaría por un lado y subiría por el otro; la elevación se redujo en un lado, pero no mejoró en el otro, por lo que cada entrada de control resultó en una pérdida de altitud; después de 5 vuelos, las pruebas se detuvieron temporalmente el 5-12-1959, registrando 18,5 hrs de tiempo de prueba en total.

En 1960, con un diseño completamente nuevo (los alerones originales se quitaron y se reemplazaron por un solo anillo debajo de la aleta anular) el segundo Avrocar continuó las pruebas y parecieron funcionar mucho mejor, pero aunque el sistema de control mejoró las cualidades de vuelo estacionario, se volvía inestable a velocidades superiores a los 56 Km/h.

El primer Avrocar en el NASA/Ames Research Center se modificó de manera similar y, en abril de 1960, se probó en el túnel de viento, el problema se hizo claro; el anillo bloqueaba tanto el empuje general del motor que la potencia general se reducía considerablemente; a medida que la aeronave aceleraba, el flujo de aire en la parte inferior reducía la recirculación, por lo que también reducía la sustentación debido al flujo de aire sobre la superficie superior; para mantener la sustentación a velocidades de avance más altas, tenía que inclinarse hasta el límite de su capacidad de control.



En la fábrica Avro estaban convencidos de que el concepto aún era viable y se propuso un nuevo programa para una revisión importante del sistema de propulsión y control; en lugar de la sola aleta triangular anular y los alerones, o el control de anillo posterior, el nuevo sistema incluía dos sistemas de control separados para el vuelo estacionario y hacia adelante, combinados en una sola boquilla, para el vuelo estacionario, se abrieron una serie de puertas de transición en las boquillas, bloqueándolas y redirigiendo el flujo hacia abajo debajo de la aeronave.

El control durante este régimen se proporcionaba moviendo la parte exterior de la aleta para enfocar el flujo, a velocidades más altas, las puertas se cerraban, lo que permitía que el aire fluyera desde el borde de la aeronave, donde se ubicaban una serie de controles similares a aletas.

Las pruebas se reanudaron en abril de 1961, el nuevo diseño demostró un control mucho mejor en vuelo estacionario y una elevación considerablemente mejorada, podía viajar a una velocidad de hasta 190 Km/h. Sin embargo, permaneció inestable en cabeceo y exhibió un fuerte asiento de la nariz hacia arriba; los ingenieros de la NASA intentaron modificar esto con una cola en T, pero resultó estar dentro del flujo de aire del turborotor y no ayudó; el equipo de Frost consideró dos nuevos diseños, uno con una gran cola vertical y otro con un ala con winglets; ambos diseños utilizaron 2 turborreactores General Electric J-85, aumentando el diámetro del turborotor.

El 9-06-1961, la USAF junto a la NASA realizaron una segunda evaluación de vuelo en el segundo prototipo modificado; durante estas pruebas, el vehículo alcanzó una velocidad máxima 37 Km/h, el vuelo por encima de la altitud crítica resultó peligroso, si no casi imposible, debido a la inestabilidad inherente, el informe de la prueba de vuelo identificó además una variedad de problemas de control.

Antes de que se pudieran lograr las modificaciones, la financiación se agotó en marzo de 1961 y los programas supersónicos relacionados fueron cancelados oficialmente en diciembre de 1961 por el US Army, el segundo Avrocar había registrado alrededor de 75 hrs de vuelo al final de las pruebas.





Canadair Model CL VSTOL (Fase-1)

Los requisitos del US Army, para las especificaciones de un transporte VTOL, requerían una aeronave capaz de transportar una carga útil de 2268 Kg en un radio de misión de 402 Km, con un tiempo total de vuelo estacionario de 9 min.; Canadair recibió un contrato el 14-02-1958, para un estudio de diseño de varias configuraciones de aeronaves tipo VTOL que emplearían diferentes arreglos según los requisitos pedidos, para lograr la sustentación.

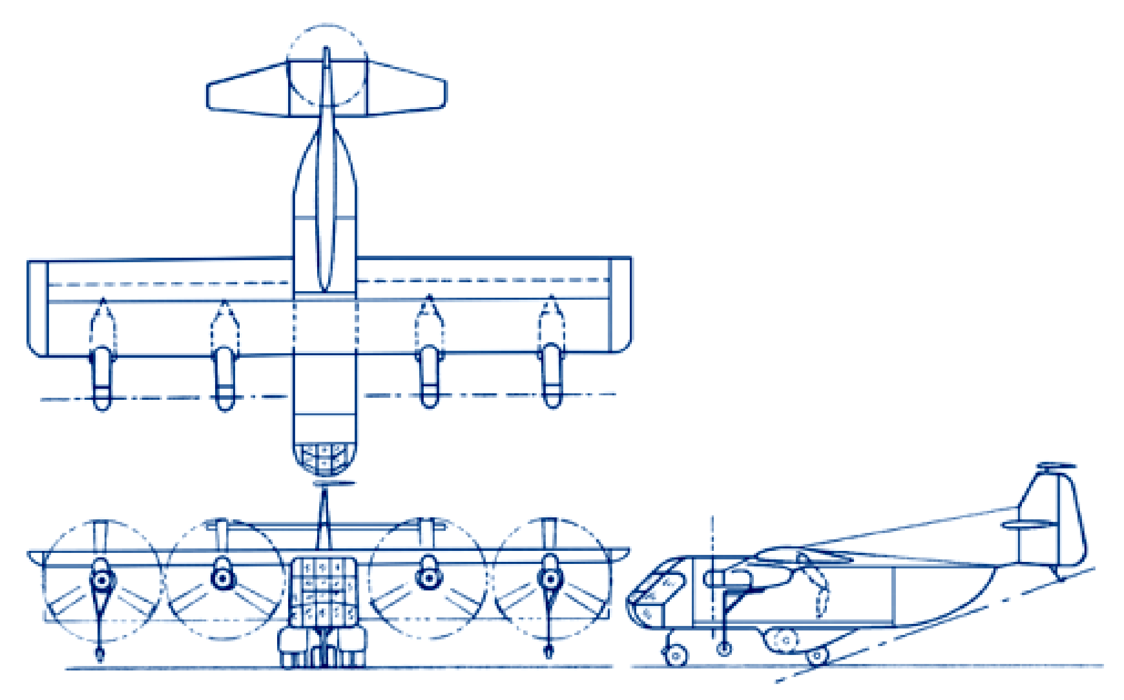
A mediados de 1958, un grupo inicial de cinco diseños para aviones VTOL surgió de las oficinas de diseño de Canadair, y el Consejo Nacional de Investigación (NRC) en Ottawa brindó apoyo e investigación adicionales de VTOL; se realizaron estudios comparativos sobre estos conceptos de modelo designados de la Fase 1 CL-62, cada uno de los cuales explotaba una filosofía de diseño única que incorporaba la mayoría de los modos percibidos de lograr el método óptimo para los objetivos de la misión propuesta.

Para facilitar el proceso de diseño, las configuraciones de los modelos CL-62-1 a CL-62-4, concebidas para operaciones a baja altitud, emplearía una cabina común, una caja de carga de sección transversal cuadrada, puertas de carga tipo concha y empenaje; una extensión dorsal cubría el enrutamiento del conjunto del eje de transmisión del rotor de cola; para asegurar una adecuada distancia al suelo de la hélice, junto con una altura conveniente del piso de carga, se eligió una disposición de ala alta, cuya altura estaba determinada básicamente por el diámetro de la hélice y la envergadura por la necesidad de que la estela pasara por toda el ala para optimizar las operaciones VTOL.

En la aeronave Model CL-62-1, el diseño de ala alta tenía una forma en planta rectangular convencional, con aletas extensibles de envergadura completa de múltiples secciones, montadas sobre el fuselaje de sección transversal cuadrada constante de 2,5 m; sobre la cabina había una gran extensión de la aleta dorsal del fuselaje medio a la cola vertical, se incorporó una cantidad muy considerable de acristalamiento de la cabina para mejorar la visibilidad de la tripulación hacia abajo y hacia los lados; en la parte trasera del área de bodega de carga de 7,6 m de largo había puertas de carga grandes y curvadas hacia arriba; se incorporarían neumáticos de tren principal y nariz de baja presión emparejados de tipo triciclo alto, con el tren principal retraído hacia adelante en grandes vainas laterales del fuselaje; se proporcionaría un patín de cola fijo, de modo que la aeronave podría inclinarse hacia atrás sobre su tren principal y, con los flaps completos del ala desplegados en una orientación de ángulo de ataque de 20°, permitiría que efectuara un corto, casi despegue vertical cuando el espacio de la pista era mínimo, el avión debía tener un peso bruto de 14946 Kg; longitud de 17,5 m; altura de 7,8 m y una envergadura de 23,4 m, sería impulsado por 4 motores turboeje Lycoming T-55 con hélices de 3 palas y 4,7 m de diámetro, dispuestas de manera que bañaban completamente todo el ala en la estela resultante; un rotor de cola único de 2 palas y 3 m de diámetro, montado sobre la configuración de cola cruciforme proporcionaría control de paso longitudinal en las porciones de transición y baja velocidad del vuelo.

En el Model CL-62-2 el fuselaje seccional en forma de caja cuadrada de 2,5 m tenía una gran cantidad de acristalamiento en la cabina para una visibilidad suficiente hacia abajo y hacia los lados, en el extremo de popa había grandes puertas que proporcionaban acceso a la bodega de carga de 7,6 m de largo, el ala basculante montada en la parte superior, con 71,25 m² de área, había barrido los bordes delanteros y de ataque, con flaps de borde delantero y trasero de envergadura completa para eliminar problemas de manejo difíciles y proporcionar un amplio margen de control en el régimen de transición; debía tener un peso bruto de 13,7 tn, longitud total de 16 m, altura de 7,3 m y una envergadura de 23,4 m; 4 motores turboeje Lycoming T-55, interconectados con ejes cruzados para mayor seguridad del motor, impulsando cuatro hélices de 3 palas y 4,7 m de diámetro que proporcionarían el empuje para las operaciones de vuelo nivelado y VTOL.

La aeronave Model CL-62-3 era un concepto de propulsión con conducto basculante que constaba de hélices con conductos, basculantes y de ejes cruzados tenía varias virtudes en el sentido de que los conductos aumentaban el empuje de la hélice y funcionaban como área de superficie adicional del ala durante el despegue y el vuelo convencional con alas.



Las paletas deflectoras dentro de los conductos proporcionarían un control preciso de empuje y compensación en la transición y el vuelo estacionario, y cualquier turbulencia de la hélice se mantenía alejada de las superficies de control del ala y la cola, el posicionamiento de control preciso de los ventiladores con conductos mientras rotaban entre la vertical y la horizontal debía realizarse aerodinámicamente a través de alerones de conductos móviles ubicados en los bordes superior e inferior de popa de los conductos; tenía un peso bruto propuesto de 13,7 tn; 16,6 m de longitud; altura hasta la parte superior del rotor de cola de 7,1 m y una envergadura total (incluyendo los conductos de hélice) de 23,4 m; 4 motores turboeje Lycoming T-55 montados lado a lado en pares sobre el fuselaje en la unión del ala, debían impulsar las dos hélices canalizadas interconectadas de 8 palas y 3,9 m de diámetro a través de ejes largos dentro de las alas y un rotor de cola único de 2 palas y 3,0 m de diámetro encima de la aleta vertical para proporcionar control de paso longitudinal; este concepto preveía una configuración de motor de tipo de propulsión dual que tenía una serie de pequeños jets de elevación livianos alineados a lo largo de cada lado del fuselaje proporcionando empuje principalmente para el modo VSTOL; la disposición estándar doble de los motores turbohélice montados en las alas proporcionaría la propulsión para el vuelo convencional.

La variante Model CL-62-4 incorporaría un diseño de ala alta con un fuselaje de forma cuadrada de 2,5 m con una cabina acristalada, la bodega de carga de 7,6 m de largo incorporaba grandes puertas de carga en la parte trasera, una extensión de la aleta dorsal del fuselaje a la cola terminaba en la mitad del empenaje de tipo cruciforme.

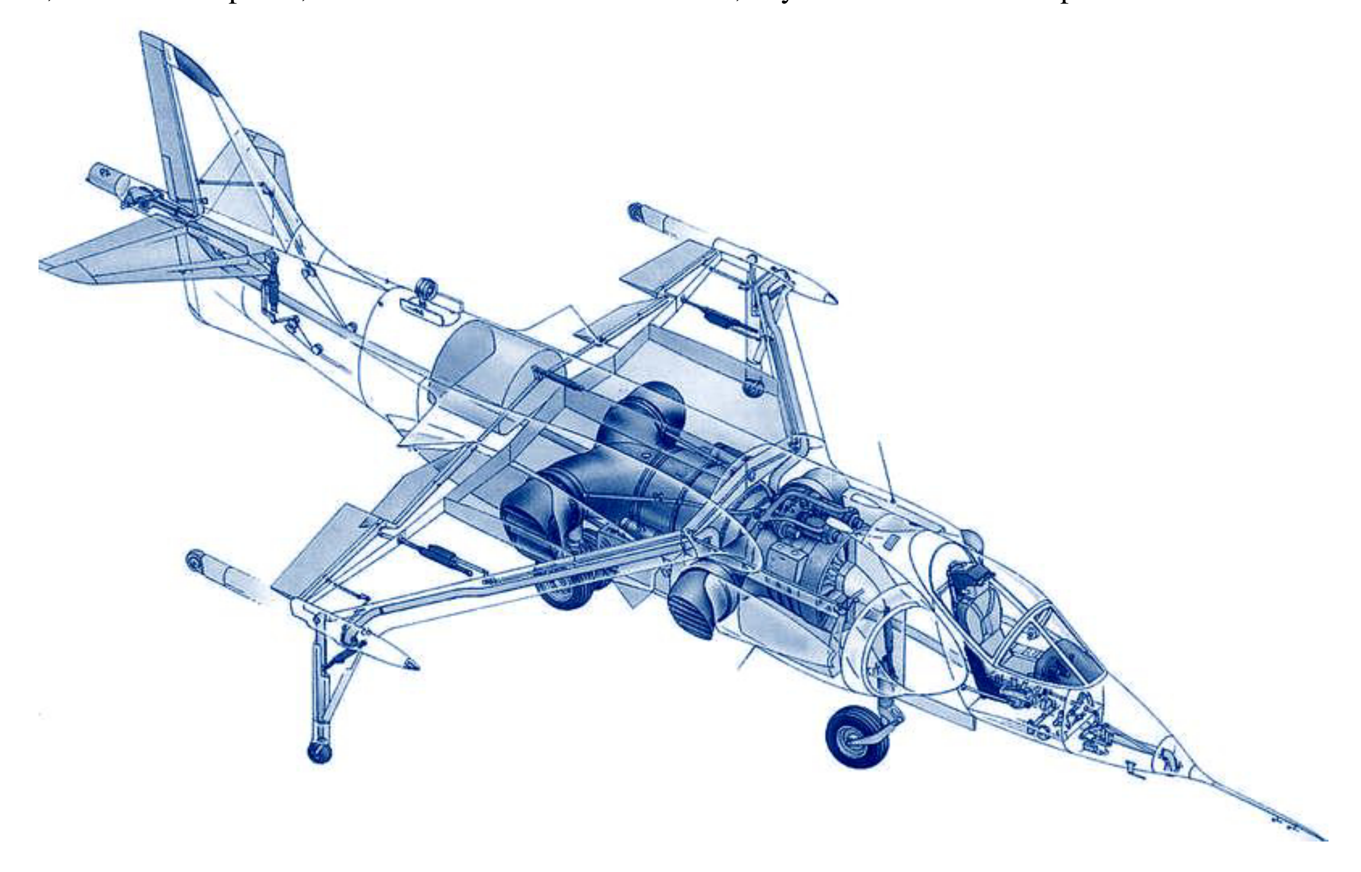
Tenía una longitud proyectada de 16 m; altura hasta la parte superior de la cola de 6,6 m; envergadura de 23,4 m y debía pesar 14,5 tn; 2 motores turboeje Lycoming T-55 impulsarían hélices de 3 palas y 3,5 m de diámetro para el vuelo convencional y se aumentaría con la adición de 16 motores turborreactores General Electric J85-GE-5 motores turborreactores para operaciones VTOL.

Hawker P.1127 Kestrel

Un ingeniero de proyectos encargado de Hawker se dedicó prontamente a establecer un diseño inicial de un avión teórico que aprovechara el motor Pegasus, usando los datos proporcionados por Bristol, este avión propuesto pronto recibió la designación interna P.1127; a mediados de 1957, una modificación realizada al diseño fue la incorporación de un escape bifurcado, similar al del Hawker Sea Hawk, que fue equipado con toberas giratorias para los escapes calientes, similares a las ya usadas para los escapes fríos; este cambio desde el escape simple significó que el tren de aterrizaje inicial de rueda de cola también podía descartarse en favor de uno convencional de rueda delantera.

El proceso de diseño se extendió durante 1958, siendo financiado enteramente por Hawker, mientras que se realizaban acercamientos al Cuartel General de la OTAN en Bélgica, para establecer mejor los requerimientos tácticos buscados, particularmente entre las necesidades de un caza supersónico armado ligeramente y uno más simple subsónico multipropósito; el desarrollo del avión también había involucrado el uso extenso de modelos físicos; para una serie de pruebas de soplado, mezclas de aire caliente y frío concentrado que se dirigían contra el terreno para simular el efecto suelo durante el despegue; estos trabajos, considerados críticos para el proyecto (ya que había poco conocimiento acerca de los efectos adversos que podrían influir sobre el avión durante el proceso de despegue vertical) al no existir flujo de aire sobre los alerones, cola y timón mientras el avión permanecía en sustentación estacionaria, se experimentó con reactores de control de punta alar como un enfoque alternativo de control de reacción

Estas investigaciones incluyeron el desarrollo de un simulador de respuesta totalmente nuevo que conectaba una serie de controles de vuelo simples; a finales de 1958 ya se habían desarrollado las características principales del P.1127, con una excepción, el sistema de control de reacción, cuyo desarrollo fue completado en abril de 1959.



Sus características técnicas eran largo 12,55 m; altura 3,28 m; área del ala 17,19 m^2; envergadura de 7,42 m; peso vacío de 4,6 tn y 7 tn cargado; velocidad máxima 1150 Km/h; altitud en crucero de 15179 m.

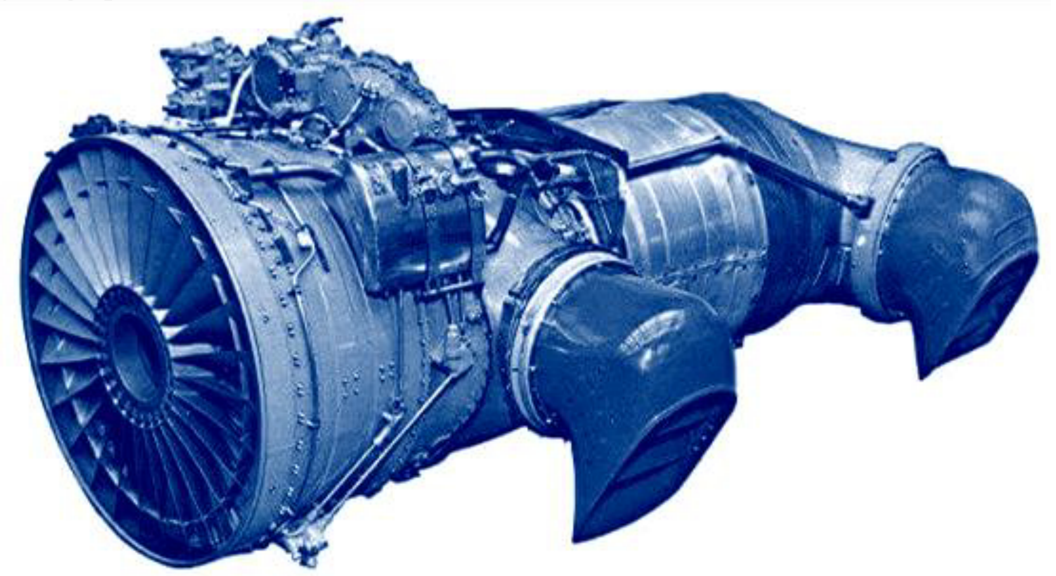
En 1958, el diseño se centró alrededor de un único motor Pegasus; equipado totalmente, el avión iba a pesar poco menos que el empuje máximo, por lo que permitía despegues verticales bajo todas las condiciones nominales; asesores técnicos de la OTAN habían notado el rápido progreso del proyecto P.1127, y comenzaron a promocionar la aceleración del desarrollo del avión y a que las naciones miembros se saltaran la siguiente generación de cazas de apoyo en favor del P.1127; en el Reino Unido el apoyo al programa estaba creciendo, a partir de 1959 en adelante, y existían rumores relativos al proyecto acerca de prototipos P.1127 ordenados por el Ministerio de Abastecimiento, junto con los de la redacción de especificaciones del Ministerio del Aire.

Como el avión había sido desarrollado en un momento de recortes en el Ministerio de Defensa del Reino Unido, Hawker tuvo que buscar financiación comercial, y una parte significativa la llevó a cabo estados Unidos, como la financiación del desarrollo del motor, asistencia de investigación, incluyendo una serie de pruebas de túnel de viento realizadas por el NASA/Langley Research Center, usando maquetas a escala.

En 1959, la junta directiva de Hawker Siddeley decidió financiar de forma privada dos prototipos P.1127; en febrero de 1959, Hawker había completado prácticamente todos los trabajos de diseño y pasó la totalidad de sus trabajos de diseño de fabricación a su Oficina de Diseño Experimental; en abril, el Ministerio de Abastecimiento emitió formalmente un contrato para la terminación de dos prototipos. Sin embargo, se criticó al proyecto por su velocidad subsónica, prefiriendo en su lugar aviones supersónicos; el 23-07-1959, Hawker autorizó la aplicación del máximo esfuerzo para completar el desarrollo del P.1127.



El 31-08-1960, desde el Aeródromo de Surrey, el motor Pegasus arrancó por primera vez instalado en el fuselaje del primer prototipo P.1127 (XP-831); algunas de las pruebas fueron realizadas desde una plataforma que funcionaba desviando los gases de escape calientes lejos del avión en las primeras pruebas de vuelo estacionario, al tiempo que se desarrollaban versiones más potentes del motor; el 21-10-1960 se produjo el vuelo cautivo inicial, realizado por el XP-831, en Dunsfold; en esta etapa del desarrollo, este hito había requerido que el fuselaje fuera desprovisto de todo el peso superfluo y las restricciones del motor hicieron que no fuera puesto a máxima potencia más de 2,5 min cada vez, se ejecutaron varios vuelos cautivos, en parte para que los pilotos pudieran familiarizarse con los controles de sustentación, y el 4-11-1060 se realizó el primer vuelo cautivo sin el uso del sistema de autoestabilización y luego pruebas de carreteo convencional a velocidades de hasta 130 Km/h.



El 13-02-1961, el prototipo XP-831 realizó su primer vuelo convencional durando 22 minutos, poco después, antes de realizar nuevas pruebas de vuelo estacionario, fue reequipado con un nuevo modelo de motor Pegasus; en junio, el XP-831 alcanzó otro hito del programa cuando realizó la primera transición desde el vuelo estacionario vertical al horizontal, volando inicialmente la longitud de la pista de Dunsfold a una altura de 50 m.

El 7-07-1961, realizó su primer despegue convencional el segundo prototipo (XP-836) y a finales de 1961, el hecho fue repetido múltiples veces por los dos prototipos, realizando la transición del vuelo vertical al horizontal y viceversa, incluyendo casos en los que el autoestabilizador era desconectado.



El 2-11-1960, el Ministerio de Abastecimiento emitió un contrato para que se construyeran 4 prototipos más destinados a desarrollar el avión hacia un diseño de combate realista, como el refinamiento del ala, mejoras de los motores y el equipo operativo de apoyo; durante este periodo se desarrollaron rápidamente modelos mejorados del motor Pegasus.

A finales de 1961, Hawker había sido capaz de demostrar la validez de su concepto de diseño, a pesar de la falta de apoyo por parte de la RAF y del poco dado por el Servicio Civil, en 1962, el apoyo oficial surgió en forma de la sección de Requerimientos Operativos del Ministerio de Aviación, que entabló conversaciones con el Tesoro para que aprobara un lote de aviones de producción estándar que fueran operados por una unidad de evaluación, y que sería administrada por el Establecimiento Central de Caza en RAF West Raynham; debido al interés mostrado por Estados Unidos y Alemania Occidental, el gobierno británico entabló conversaciones y ofreció colaborar en el proyecto y recabar contribuciones para encarar los costos implicados; luego de la aceptación de las tres naciones, el 22-05-1962, Hawker recibió una Orden de Actuación formal para la compra de los materiales de construcción de 9 aviones.

Las 9 aeronaves fueron ordenadas como Kestrel FGA.1, eran una versión mejorada del P.1127; el 77-03-1964 el prototipo XS-688 se convirtió en el primer Kestrel en realizar su primer vuelo, disponía de alas en flecha y una cola más grande que los primeros P.1127, y el fuselaje fue modificado para acomodar al motor Pegasus 5 como en el prototipo Kestrel XP-984, junto con algunos otros cambios como la adición de radio UHF y equipo operativo en una bodega en el interior del fuselaje trasero.



Los primeros cuatro prototipos del P.1127 eran muy similares; el cuarto prototipo fue usado parcialmente para proporcionar familiarización del modelo a los pilotos de pruebas de producción de Hawker, el quinto prototipo (XP-980) introdujo una cola más alta y planos de cola que fueron más tarde utilizados en los aviones Harrier, el primer aterrizaje vertical fue realizado por el primer prototipo sobre el barco HMS Ark Royal en 1963, el prototipo XP-984 introdujo el ala en flecha y finalmente fue equipado con el motor Pegasus 5.

Los tres primeros prototipos P.1127 se estrellaron, ocurriendo el segundo y el tercero durante el desarrollo; el primer prototipo (XP-831) se estrelló en la Muestra Aérea de París en 1963, el accidente había sido causado por una partícula de suciedad en las líneas de alimentación de aire del motor de control de tobera, que causó que se atorasen las toberas del motor; el prototipo XP-831 fue más tarde reparado y continuó los vuelos de desarrollo.

El 15-10-1964 en la Base Aérea RAF West Raynham se formó el Escuadrón de Evaluación Tripartito, con pilotos de pruebas del Reino Unido, Estados Unidos y Alemania Occidental y cada uno recibió un entrenamiento en tierra de una semana en las instalaciones internas de Bristol en Dunsfold, los pilotos desarrollaron una rutina de salidas típicas para el Kestrel de realización de despegues cortos y regreso a la base con aterrizajes verticales, también se probó operar desde pistas no preparadas en la Base Aérea RAF Bircham Newton, donde el avión demostró ser adecuado para atravesar terreno pantanoso y despegar desde una variedad de suelos; las evaluaciones finalizaron en noviembre de 1965.



Seis de los ocho aviones de evaluación supervivientes fueron transferidos a Estados Unidos para ser evaluados por el US Army, la USAF y la US Navy como XV-6A Kestrel, luego pasaron a la USAF para realizar más evaluaciones en la Base Aérea Edwards, excepto dos ejemplares que fueron asignados a la NASA; uno de los dos Kestrel restantes británicos fue agregado a la Unidad Experimental de la Base Aérea Bedford y el prototipo XS-693, fue a Blackburn para su modificación y su uso con el motor Pegasus 6.

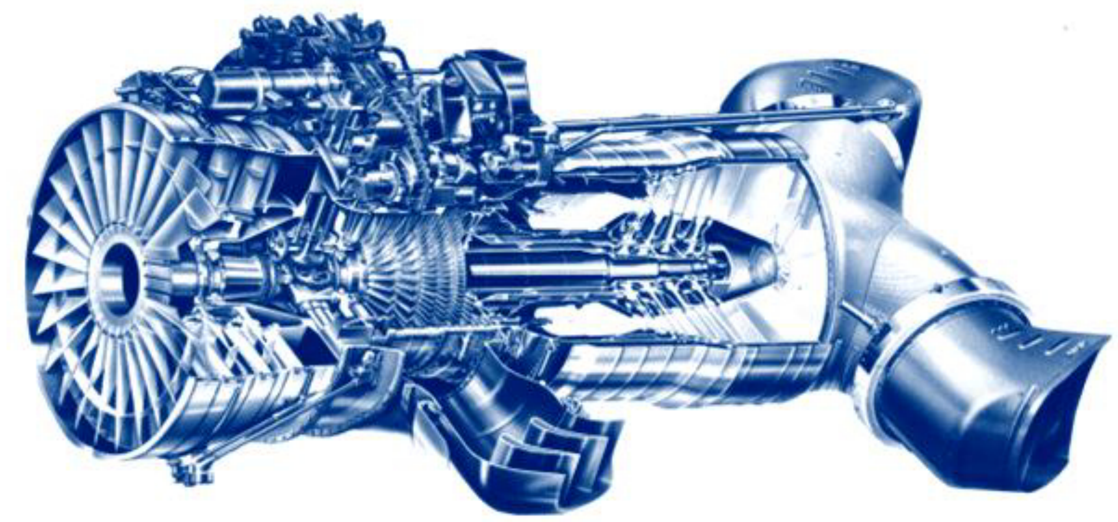




Además de algunos refuerzos, se realizaron cambios en la**s** toma**s** de aire, durante la serie P.1127 y Kestrel, un labio inflable que suavizaba el flujo de entrada cuando el avión estaba casi en estacionario, fue reemplazado por compuertas de alivio de succión convencionales; la experiencia ganada durante la realización de pruebas navales a bordo del buque de asalto anfibio HMS Bulwark en 1966 hizo cambiar todos los usos del Magnesio por materiales menos reactivos en la estructura del Kestrel **y** en los siguientes prototipos y aviones de serie.

El P.1127 Kestrel fue un avión V/STOL experimental, que sirvió como precursor de la producción del Hawker Siddeley Harrier **y** sirvió para demostrar una técnica de vuelo totalmente original, así como para probar un nuevo tipo de motor como el turbofán Pegasus.

La situación del motor Pegasus, que estaba colocado dentro de un fuselaje relativamente pequeño, significó que la cabina fuese instalada directamente delante del mismo, en medio de las posteriores tomas de aire del motor, el escape a reacción frio era dirigido desde el gran soplante delantero del compresor del motor hasta toberas giratorias de fibra de vidrio localizadas a los lados del fuselaje principal, por detrás de las tomas de aire; el escape a reacción caliente de la parte trasera del motor era encauzado a través de un conducto bifurcado hasta dos toberas giratorias de acero localizadas un poco por detrás de las utilizadas para el escape frío; adicionalmente, también se extraía aire sangrado del compresor, que era enviado por dentro del fuselaje y las alas hasta unas toberas de control, conocidas como sopladoras, localizadas en la nariz, cola y puntas alares del avión, que se utilizaban para la estabilización durante los vuelos en estacionario.



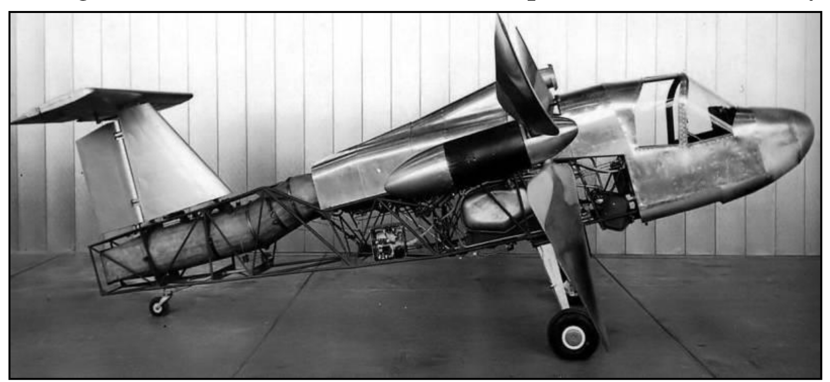
El avión estaba provisto con un ala de una pieza montada semialta en la parte superior del fuselaje; la forma de la misma se alteró progresivamente desde una delta recortada a una configuración totalmente en flecha con bordes de ataque extendidos y extensiones de diente de sierra espaciados, también fueron adoptados unos planos de cola monopieza totalmente móviles, que se articulaban sobre el fuselaje trasero, un tren de aterrizaje que soportaba la mayor parte del peso del avión sobre dos ruedas principales montadas centralmente; la dirección se conseguía gracias a una rueda de nariz convencional, mientras que el equilibrio lo proporcionaban las ruedas montadas en las puntas alares.

Estaba equipado con controles de vuelo convencionales mientras operaba dentro de un régimen de vuelo normal; para evitar las condiciones de pérdida aerodinámica cuando deceleraba a bajas velocidades, el control sería transferido gradual y automáticamente a las toberas de control, o sopladoras, sangrando más aire desde el compresor mientras que las toberas del motor giraban hacia la posición abajo.

Carecía de armamento; la flexibilidad táctica significaba una dependencia de las municiones y equipos montados en soportes subalares que incluían baterías múltiples de cohetes de 51 mm, contenedores de cañón ADEN de 30 mm, bombas de 450 Kg y depósitos lanzables; los prototipos fueron equipados con sondas con instrumentos montadas en la nariz, que fueron reemplazadas en el Kestrel por un equivalente mucho más pequeño montado en el empenaje que permitía acomodar en la nariz una cámara táctica en su lugar, llevaba también una turbina de aire de impacto sobre el fuselaje trasero, justo delante del empenaje, destinada a proporcionar potencia a los servicios auxiliares en caso de fallo del motor.

Curtiss-Wright X-100

A principios de 1958, el equipo de diseño Curtiss-Wright comenzó a diseñar un avión experimental; el diseño y construcción se llevaron a cabo en paralelo, ayudado por la naturaleza experimental del proyecto; el prototipo era un demostrador de tecnología y estaba destinado solo a probar nuevas ideas, lo que hasta cierto punto redujo los requisitos para ello.



Se construyó principalmente para probar en vuelo el concepto de Curtiss-Wright de usar la fuerza radial de la hélice en lugar de la sustentación del ala para el vuelo convencional (fenómeno que produce una gran fuerza en ángulo recto con el flujo de aire a medida que aumenta el ángulo de ataque de la hélice).



El X-100 usaba un motor Lycoming YT53-L-1 montado en el fuselaje que impulsaba ejes transversales para las hélices de fibra de vidrio basculantes de 3 m de diámetro en las puntas de las alas; en la parte trasera de su fuselaje de 7,3 m el escape del motor se utilizó para el control de cabeceo y guiñada en vuelo estacionario; el control de balanceo era proporcionado por el paso diferencial de la hélice, la envergadura era de 4,8 m y el peso de 1,5 tn.

Voló por primera vez en un vuelo libre en septiembre de 1959 y realizó su primer vuelo corto de despegue y aterrizaje en marzo de 1960, su primera (y única) transición de vertical a horizontal la realizó en abril de 1960.

El control en vuelo estacionario era débil por la baja velocidad de los gases de escape, las pruebas continuaron hasta octubre de 1961, demostrando suficientemente el concepto Tilt Prop en la medida necesaria para proceder con el vehículo que se convertiría en el Curtiss Wright X-19.



Canadair CL-73

Concebido en 1958 como un pequeño bimotor de ala basculante VSTOL de reconocimiento/avión de enlace y observación ligera según los requisitos de estudio del US Army junto con Canadair y la Junta de Investigación de Defensa (DRB) canadiense, el avión básico debía tener una longitud total de 8,4 m y una altura máxima de 4,5 m con el ala en modo VTOL; el ala sería rectangular con flaps ranurados, tendría una envergadura de 8,1 m con un área de 14,8 m²; la energía debía ser proporcionada principalmente por 2 motores Allison T63-A-3 o 2 motores General Electric T-58 que impulsarían dos hélices LH y RH de 4 palas de 3,6 m de diámetro y la hélice de 4 palas de 1,2 m de diámetro del rotor de cola; llevaría nominalmente una tripulación de dos personas en una disposición de asientos lado a lado con un máximo de 2 pasajeros o, alternativamente (retirando asientos traseros) podría proporcionar hasta 1,5 m³ de espacio de carga; su peso bruto al despegue en modo VSTOL se fijó en 1628 Kg, en modo STOL en 1962 Kg y 2223 Kg para la función de transbordador.

Este concepto fue diseñado principalmente como un banco de pruebas de vuelo para proporcionar datos a gran escala sobre las características de transición, estabilidad y control de un avión VSTOL híbrido de ala basculante, y para investigación en técnicas de pilotaje y procedimientos operativos para los diseños de aviones de transporte V/STOL más grandes que Canadair estaba desarrollando para el futuro, además del diseño básico, se propusieron no menos de diez concepciones adicionales, algunas con motores alternativos y configuraciones de instalación.

Un modelo de túnel de viento de escala 1/5 construido en 1959, fue uno de los primeros modelos VSTOL que probó el equipo de prueba móvil Canadair/VTOL; las principales pruebas realizadas incluyeron un estabilizador horizontal en configuraciones tales como el fuselaje trasero, y colocación media y alta en una cola vertical cuadrada para verificar las características aerodinámicas en varios ángulos de inclinación del ala.

Canadair CL-74

Diseñado también en 1958, el Canadair CL-74 fue otra concepción para un avión de enlace V/STOL pequeño, bimotor, de ala basculante; se propusieron dos versiones, una variante típica de 5 a 7 plazas para la producción y, a partir de diciembre de 1958, el CL-74A, un avión más pequeño de 2 a 4 plazas destinado a ser un banco de pruebas de vuelo con desarrollo potencial, ambos financiados por Canadair y el DRB.

El fuselaje era algo compacto, pero abultado (similar al de un helicóptero) tenía gran cantidad de ventanas en la cabina para mayor visibilidad de la tripulación en todas las direcciones, las puertas de carga estaban en la parte trasera debajo de la disposición del brazo de cola colocado en alto, se proporcionó una combinación de tren retráctil de rodaje principal de ruedas y patines para facilitar las operaciones fuera de la pista.

Su longitud proyectada era de 8,1 m; altura de 4,4 m y envergadura de 7,1 m; con un área de 12,0 m²; el ala incorporaba flaps ranurados de envergadura completa para la desviación de la estela y para mejorar la capacidad STOL, proporcionando un control efectivo durante la transición.

La versión básica sería propulsada por dos motores de turbina libre General Electric T58-8 que impulsaban conjuntos de hélices de paso controlable de 4 palas de 3 m de diámetro; para el control longitudinal, se montó un conjunto de rotor de cola de 2 palas y 1,4 m de diámetro encima de la cola vertical.

Con un alcance máximo de 555 Km, el peso de despegue de la aeronave en modo VSTOL se fijó en 3472 Kg.

Canadair PD

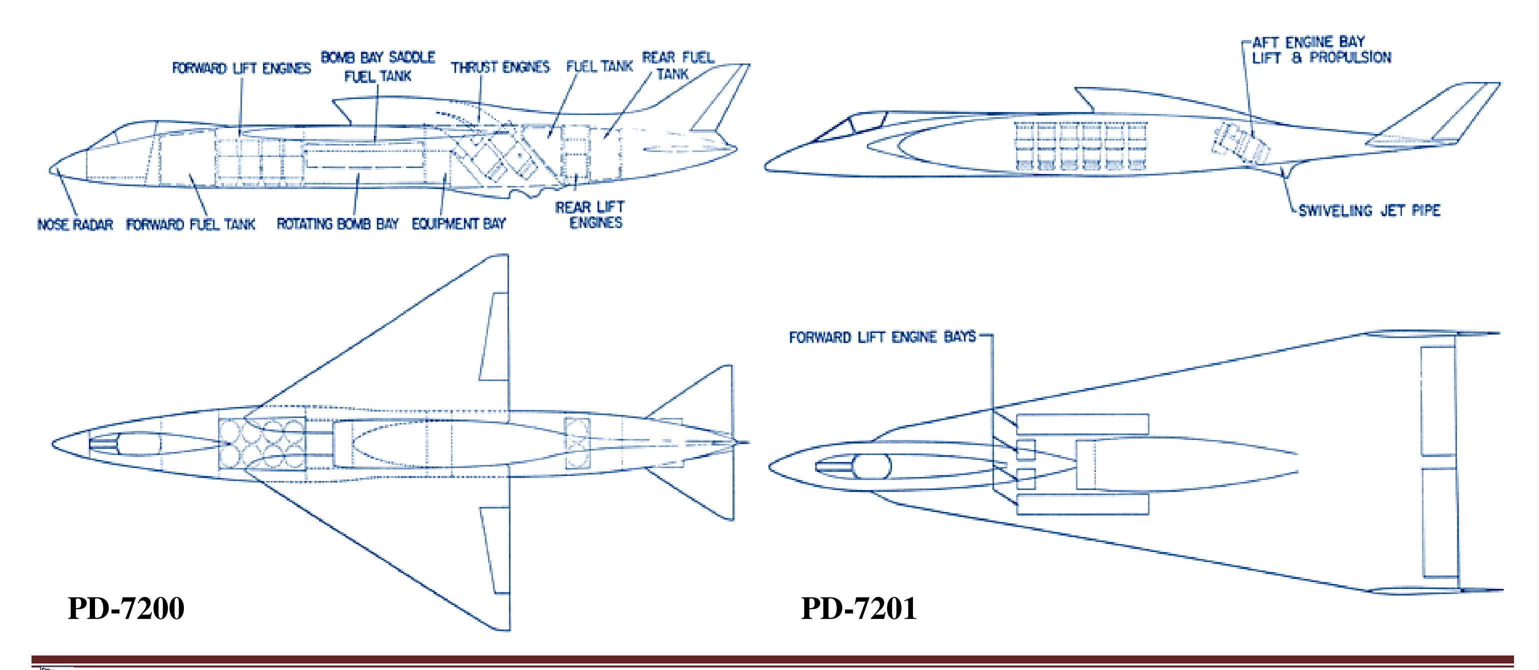
A mediados de 1958, Canadair inició propuestas de diseño preliminar (PD) de posibles configuraciones de aeronaves de corto alcance para los requisitos de la Real Canadian Air Force (RCAF) que incluía una misión básica de ataque a tierra VSTOL, una misión STOL de sobrecarga, reconocimiento de bajo nivel y gran altitud, y función de transporte.

En una función táctica, los aspectos VSTOL de tal propuesta de diseño permitirían operaciones independientes de aeródromos convencionales, o donde no existían aeródromos, y cerca de las líneas del frente, con inmunidad de los ataques enemigos por medio de la dispersión de la base de lanzamiento/recuperación.

La carga útil designada fue una selección entre, dos bombas de 450 Kg o una bomba atómica táctica de 900 Kg; los diseños permitían un solo piloto con otro miembro de la tripulación disponible con el equipo de apoyo de lanzamiento y aterrizaje asociado; fueron examinados los aspectos del diseño operativo de dichas aeronaves y se les asignaron las letras PD, específicas de Canadair

El avión de ataque CL-72 VSTOL de elevación a reacción debía tener 18,2 m de largo, con una envergadura de 8,8 m proporcionando un área total del ala de 37,2 m², el peso vacío de las variantes de elevador horizontal sería de 9,2 tn; con un peso bruto máximo de 18,1 tn.

Se consideraron dos diseños básicos, pero no estándar, de forma en planta y diseño de motor, y se escribieron algunas especificaciones; la configuración PD 7200 era un fuselaje redondeado típico que incorporaba un ala delta convencional, una disposición de cola horizontal en forma de delta se ubicaba en el fuselaje debajo de una aleta vertical centrada; el diseño del PD 7201 tenía forma delta larga y estrecha, casi una configuración de tipo de cuerpo de elevación, para ambos diseños, se requerirían 4 motores de empuje y 10 motores de elevación, todos Orenda PS-16, los motores de empuje debían proporcionar propulsión general para el vuelo convencional, o también proporcionar una doble función como motor de sustentación, alimentados por una única admisión dorsal y escape a través de tubos de escape de chorro ubicados debajo del fuselaje trasero; de los 10 motores de elevación, 8 de ellos estarían alojados en el área delantera del fuselaje, detrás de la cabina, y otros dos dispuestos de manera similar en la parte trasera del avión



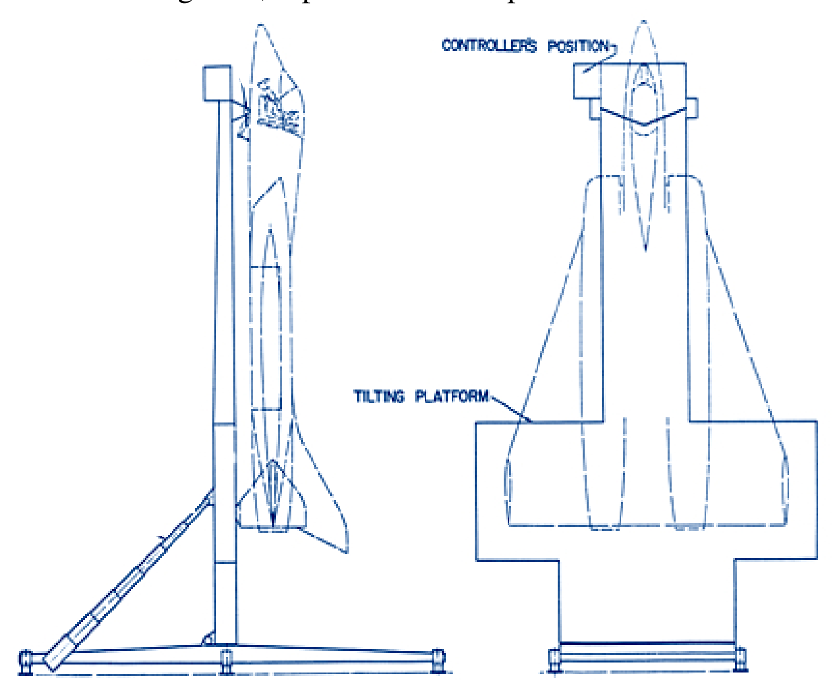
Se estudiaron varios modos de lograr el lanzamiento vertical y la recuperación para las configuraciones de aviones de despegue asistido CL-72, estos conceptos de diseño ofrecieron sistemas altamente móviles para ser sostenidos sin la necesidad de grandes instalaciones de apoyo en tierra y debían ser capaces de una mayor flexibilidad operativa, particularmente en condiciones de áreas difíciles. A mediados de la década de 1950, se desarrolló un enfoque radical y probado para la capacidad de hacer que los aviones militares despeguen de manera segura lejos de las áreas objetivo del enemigo (aeródromos civiles y militares) como la técnica de lanzamiento de longitud cero móvil, desplegados abiertamente o dentro de refugios reforzados cerca de objetivos probables, el avión con su carga de armas convencionales o nucleares sería virtualmente catapultado por el aire en un momento dado por un cohete de combustible sólido, obviando así la necesidad de pistas.

Para el método propuesto para despegar, el avión de ataque delta CL-72 sería montada sobre una plataforma que se inclinaba para el lanzamiento; tendría motores de cohetes de combustible sólido unidos a un punto de anclaje del fuselaje inferior, luego de un breve tiempo de combustión, el avión despegaría y alcanzaría muy pronto la velocidad de vuelo.

Otro método consistía en una aeronave CL-72 modificada suspendida, a través de un gancho de nariz en una plataforma de lanzamiento y recuperación inclinable fácilmente transportable; la plataforma y el avión adjunto se elevarían de la posición horizontal a la vertical por medio de grandes actuadores hidráulicos para las operaciones de lanzamiento y recuperación.

Este diseño en particular, de un solo asiento, y con varios motores, iba a ser una variante de la configuración larga del ala delta, con un estabilizador vertical central, tomas de aire laterales en el fuselaje y escapes de dos toberas en la parte trasera, en las puntas de las alas llevaría pequeñas placas de extremo verticales que se extendían por encima y por debajo, y una sola aleta vertical.

Se lanzaría verticalmente y luego haría la transición al vuelo horizontal para realizar su misión y finalmente se recuperaría de nuevo a la plataforma en una orientación vertical; con esta variante en particular, se colocaría un controlador en tierra en la plataforma para realizar las operaciones de lanzamiento y recuperación con el fin de aliviar al piloto de esas tareas exigentes, especialmente después de una misión difícil.



Vanguard Omniplane

En 1959, dos ex ingenieros de Piasecki formaron Vanguard Air and Marine Corporation para diseñar y construir un avión VTOL ejecutivo, su primer diseño, el modelo 2C Omniplane utilizó un fuselaje de avión ligero Ercoupe de 7,62 m de largo y tenía un peso de 1180 Kg.

Cada una de las alas redondas albergaba una hélice de tres palas de 1,82 m de diámetro que era impulsada mecánicamente para vuelo vertical por un motor Lycoming O-540 de 6 cilindros; durante el vuelo hacia adelante, las cubiertas sobre los rotores y las persianas debajo sellaban el ala para la sustentación aerodinámica, el empuje hacia adelante era producido por una hélice cubierta de 1,5 m de diámetro en la cola.

Las superficies del elevador y del timón detrás del ventilador trasero controlaban el cabeceo y la guiñada, mientras que el cabeceo de las palas de la hélice diferencial afectaba al balanceo en vuelo estacionario.

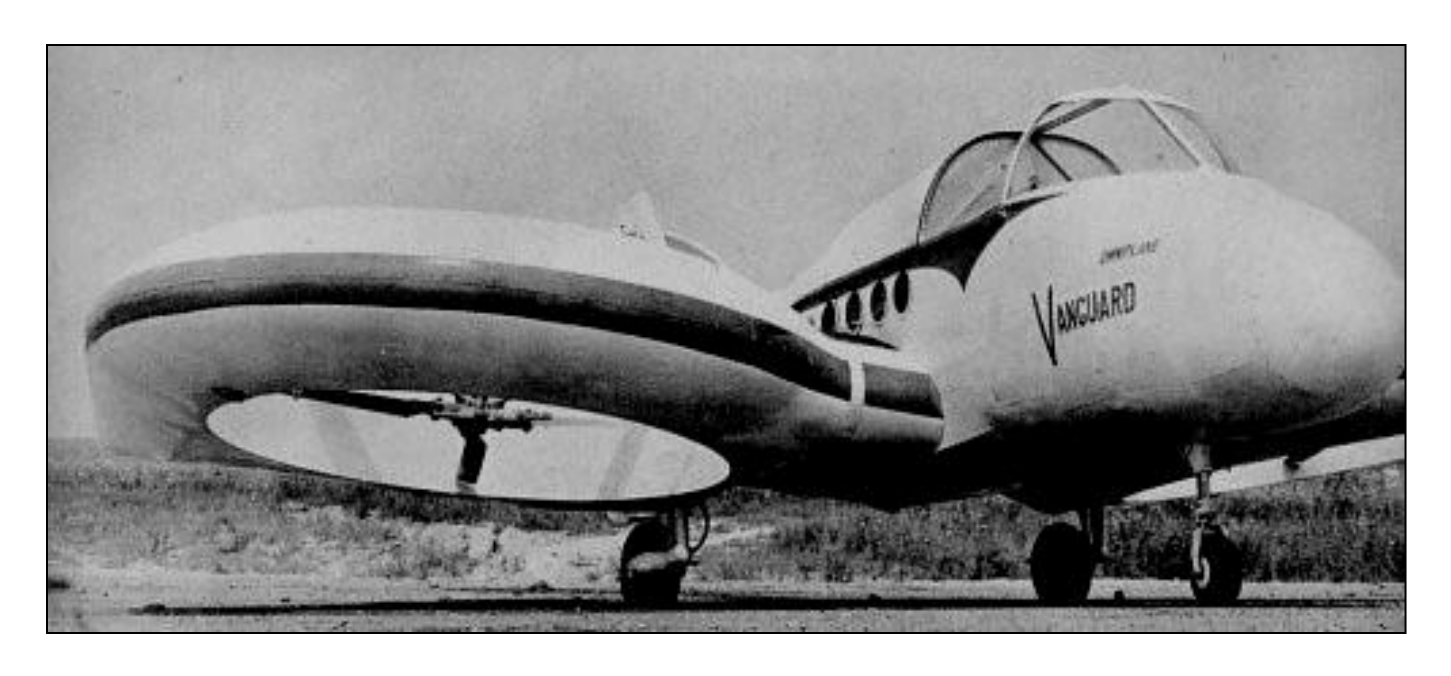


Las pruebas en tierra, comenzaron en agosto de 1959 e incluyeron pruebas de vuelo estacionario atado, y fueron seguidas por las pruebas de túnel de viento a gran escala de la NASA.

Las modificaciones al Omniplane en 1961, incluido un sistema de control mejorado, la actualización a un motor turboeje Lycoming YT53-L-1 y una extensión de punta de 1,5 m para albergar una tercera hélice de elevación, llevaron a la redesignación de Vanguard 2D.

La hélice de nariz mejoró el control tanto en cabeceo como en guiñada, mediante el uso de paletas de salida móviles.

El Vanguard 2D completó las pruebas de vuelo estacionario atado, pero resultó dañado por una falla mecánica y se suspendió a principios de 1962.


VANGUARD

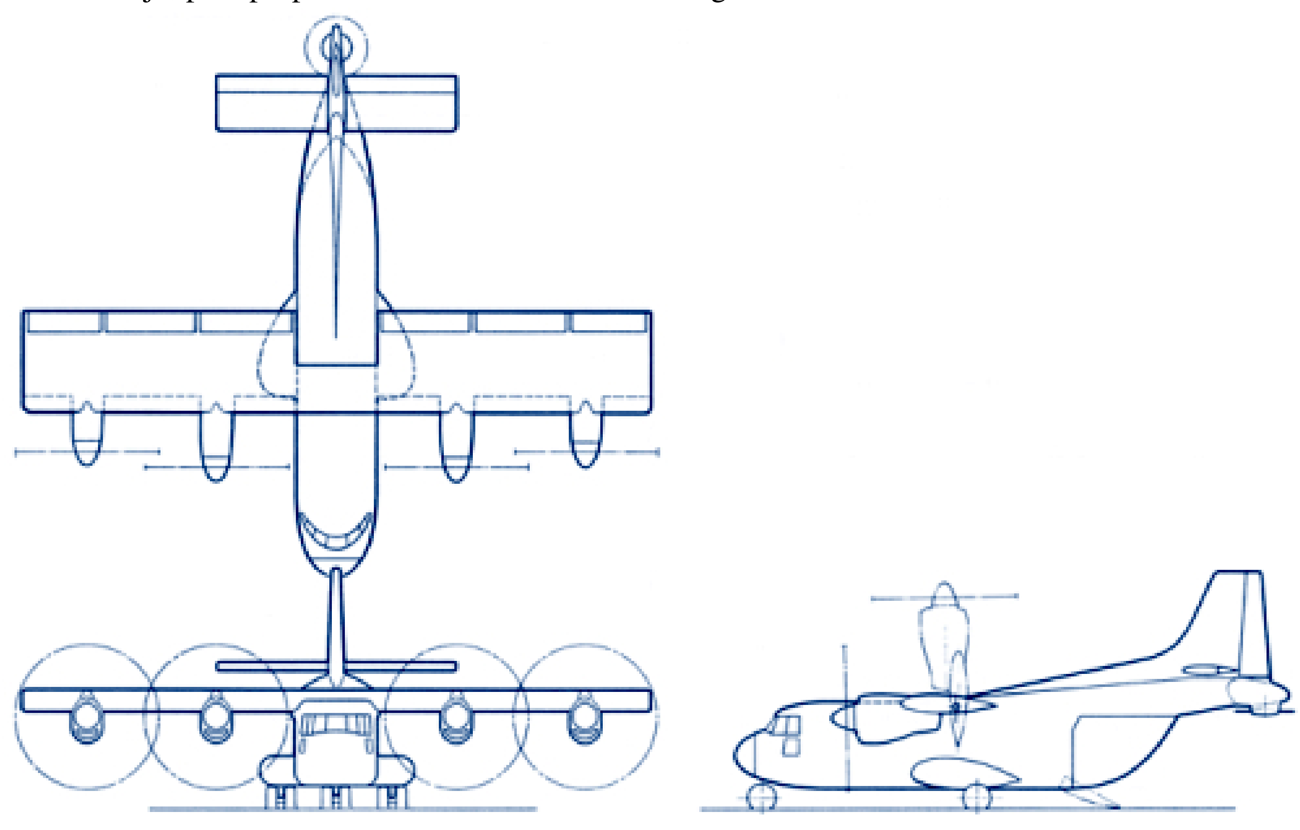
Canadair Model CL VTOL (Fase-2)

En 1959, Canadair llevó a cabo la investigación Model CL Fase-2 y estudios de diseño de desarrollo avanzado para optimizar una configuración definitiva de ala inclinada/estela desviada, frente al requisito de un transporte VTOL logístico para el ejército, especificado y parcialmente financiado por el DRB canadiense, el resultado incluyó dos nuevos diseños de modelos del CL-62 (A y B) que justificaron estudios aerodinámicos generales sobre problemas asociados con las aeronaves de alas basculantes y para evaluar las diferencias en las características entre las configuraciones de aeronaves de 2 y 4 hélices con la misma especificación dada.

Canadair Model CL-62A

El avión Model CL-62A fue concebido como un diseño de 4 motores y hélices pequeñas, una disposición de ventana de cabina más convencional incluía un marco grande y la adición de una ventana de vista hacia abajo en cada lado; el fuselaje era de sección transversal rectangular de 19,4 m de largo; contenía un compartimento de carga de 2,4 m de ancho, 2 m de alto y 8,5 m de largo, e incorporaba puertas traseras para permitir la carga directa desde la altura de la plataforma del camión hasta el piso, podía acomodar hasta 7,2 tn de carga.

El ala con forma de planta rectangular tenía una envergadura de 21,7 m, con un área de 73,9 m² e incorporaba flaps de borde de ataque y de salida de envergadura completa, el rendimiento STOL del CL-62A debía ser superior al del diseño CL-62B en virtud de su mayor envergadura y menor carga alar; los ángulos de inclinación del ala de 0 a 90° se lograban mediante conjuntos de gatos accionados hidráulicamente ubicados a cada lado del fuselaje superior; 4 motores de turboeje General Electric T64-GE-2 debían impulsar 4 hélices interconectadas de 5 m de diámetro, el sistema de interconexión de múltiples hélices garantizaba el control total de la aeronave en caso de fallo del motor, debajo del empenaje de 8,2 m de altura, tenía un rotor de cola de 4 palas de 2,2 m de diámetro, orientado hacia abajo, para proporcionar control de cabeceo longitudinal.

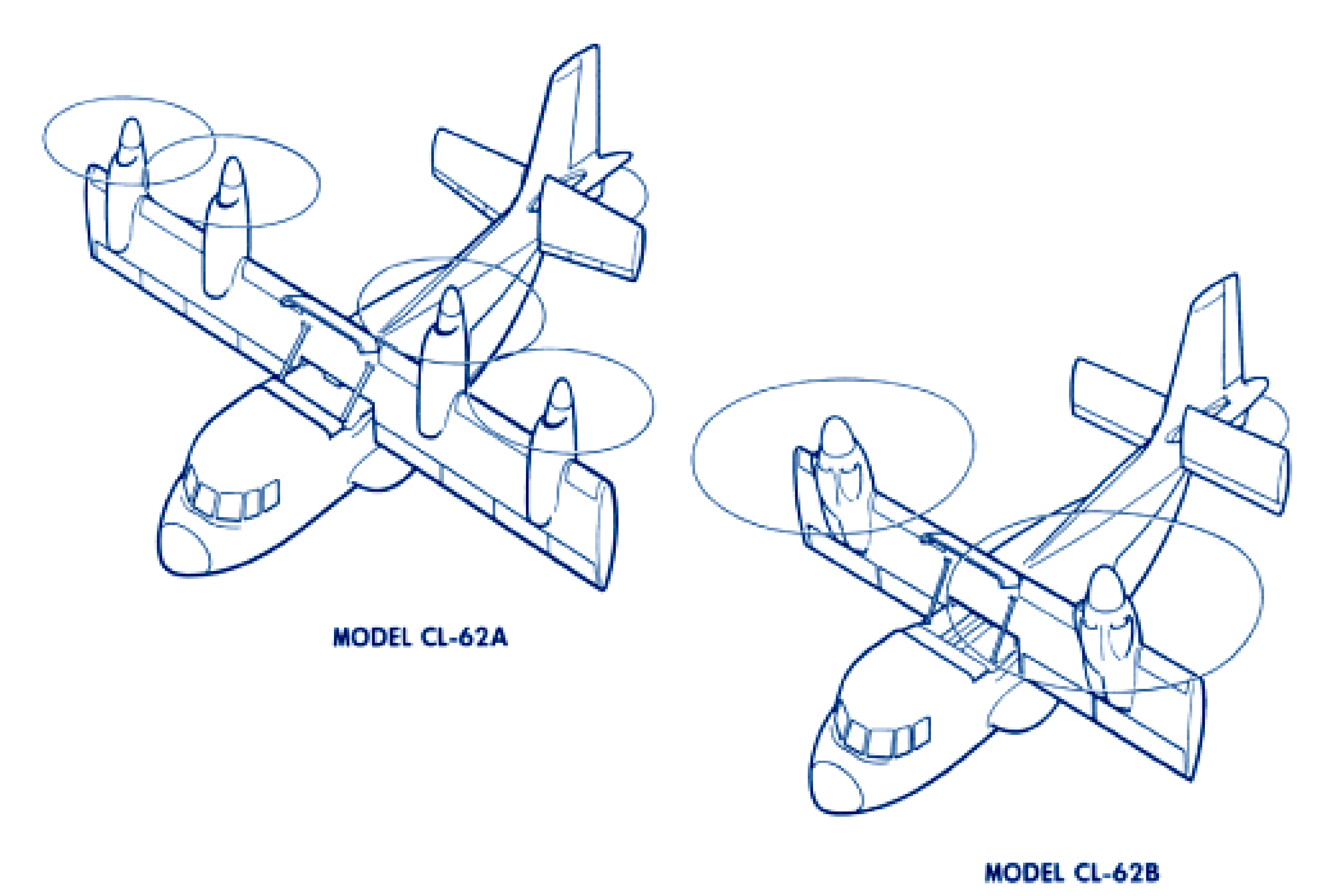


Canadair Model CL-62B

El diseño del Model CL-62B, similar al Model CL-62A, era un diseño de cuatro motores y dos hélices grandes para evaluar las características de rendimiento diferencias con el CL-62A.

Basado en una velocidad de crucero a nivel del mar de 463 Km/h con asignaciones de combustible para hasta 10 min de vuelo estacionario, el peso del diseño propuesto de 18 tn permitía un radio de misión de carga útil de 971 km; con el peso STOL, la autonomía del ferry era de 5180 Km a una velocidad de 636 Km/h.

El peso vacío del avión se estimó en 590 Kg; de forma rectangular, el ala tendría 16,3 m de envergadura, con un área total de 55,7 m², incorporaría flaps de borde de ataque y de salida de envergadura completa; debido a la menor resistencia y peso del ala más pequeña, el CL-62B tenía una mejor capacidad de radio de misión de carga útil en comparación con el CL-62A; 4 motores turboeje General Electric T64-GE-2 en una configuración acoplada de dos pares, debían impulsar 4 hélices de 4 palas de 6,9 m de diámetro; se seleccionó el gran diámetro de la hélice para dar una carga de disco esencialmente igual a la del CL-62A, y proporcionar el mismo rendimiento, estabilidad y control en la transición (como resultado del gran diámetro de la hélice, se consideró necesario durante las operaciones en tierra mantener un mínimo de 15° de inclinación del ala para proporcionar una distancia al suelo adecuada durante las operaciones en tierra.

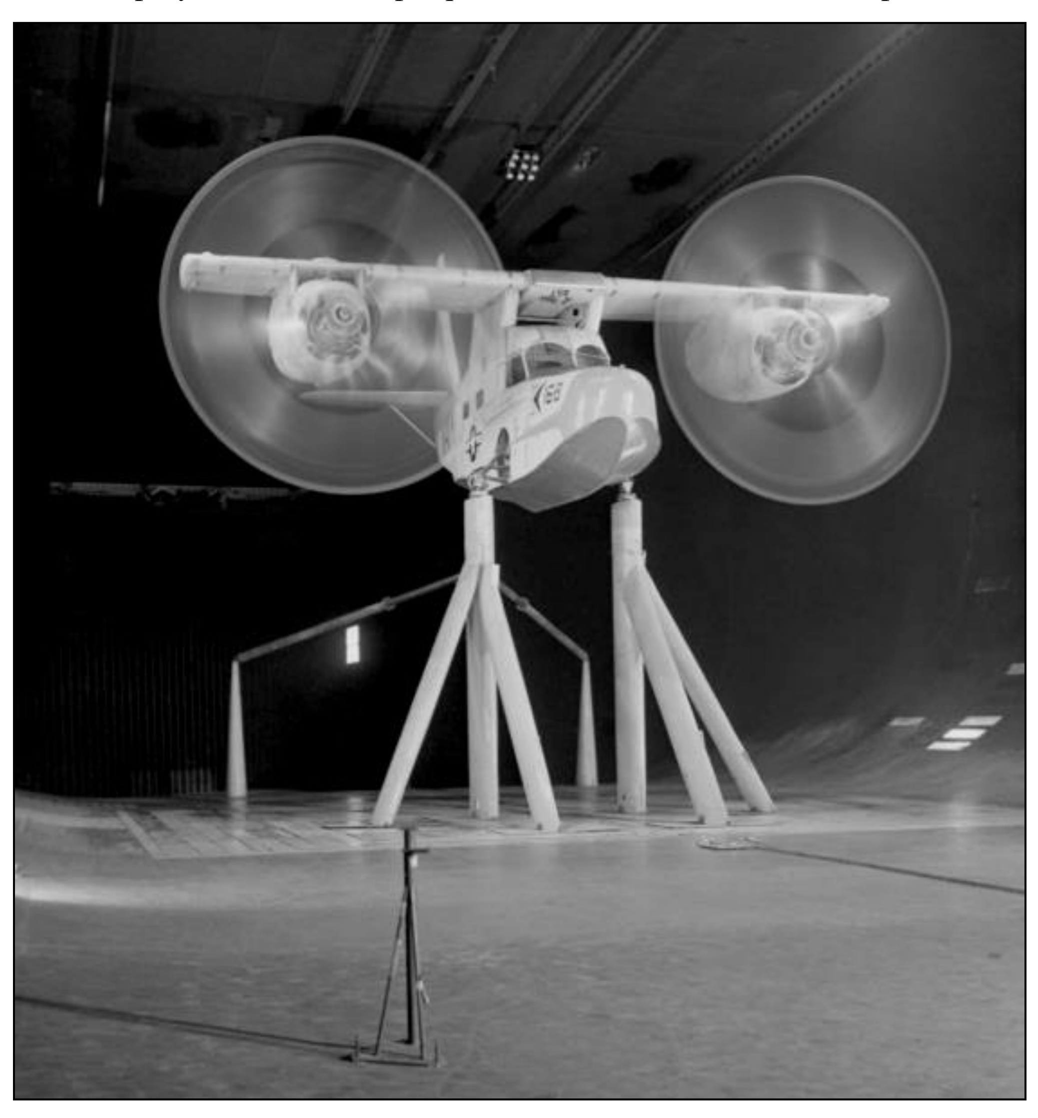


Kaman K-16B

En 1959, la US Navy contrató a Kaman Aircraft para construir un banco de pruebas basado en el concepto de propulsión rotatoria de la compañía para aviones de alas basculantes usando un avión anfibio Grumman JRF-5 Goose y otras partes existentes para reducir el costo y el tiempo necesarios, el fuselaje y la cola del avión se acoplaron a una nueva configuración de ala basculante y motor; el ángulo máximo de incidencia permitido era sólo 50°; se esperaba que el rotopropulsor proporcionara suficiente empuje para permitir las operaciones VTOL a pesar del ángulo bajo.

La aeronave era de 2 tripulantes, tenía una longitud de 11,68 m; altura de 5,84 m; una envergadura de 10,36 m, su peso vacío era de 2,9 tn; llevaba 2 motores turboeje General Electric YT58-GE-2A con hélices Kaman de 3 palas de 4,5 m; su velocidad máxima era de 321 Km/h; alcance de 402 Km y un techo de servicio de 4876 m.

El K-16B fue entregado a fines de 1959, y se sometió a extensas pruebas en el túnel de viento, junto con algunos vuelos atados, para evaluar las características aerodinámicas de la configuración de ala basculante y se anticipó que las pruebas de vuelo comenzarían a mediados de 1960. Sin embargo, estas pruebas preliminares continuaron hasta 1962; finalmente el proyecto se canceló porque el avión no había realizado su primer vuelo libre.




16-B

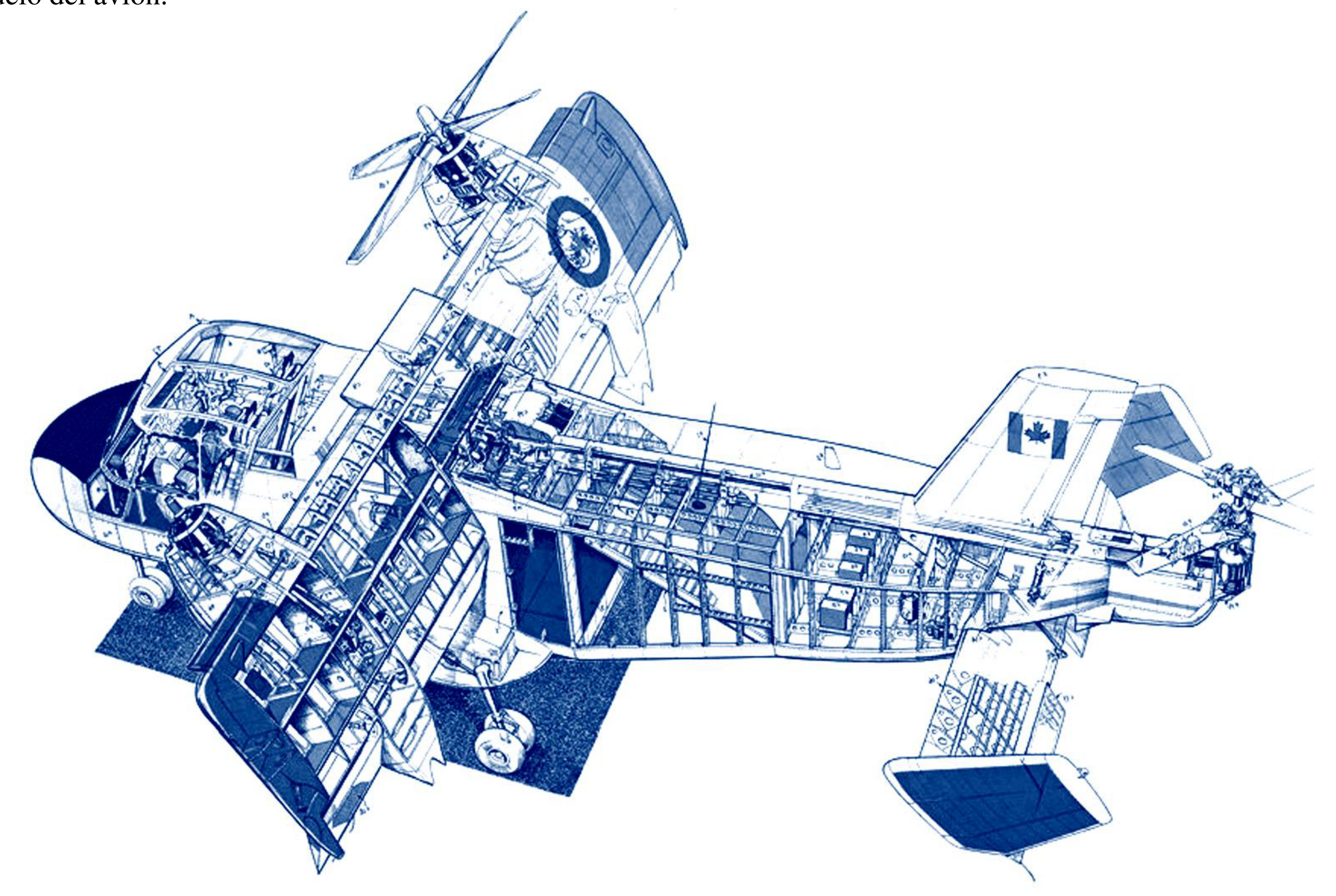

16-B

Canadair CL-84 Dynavert

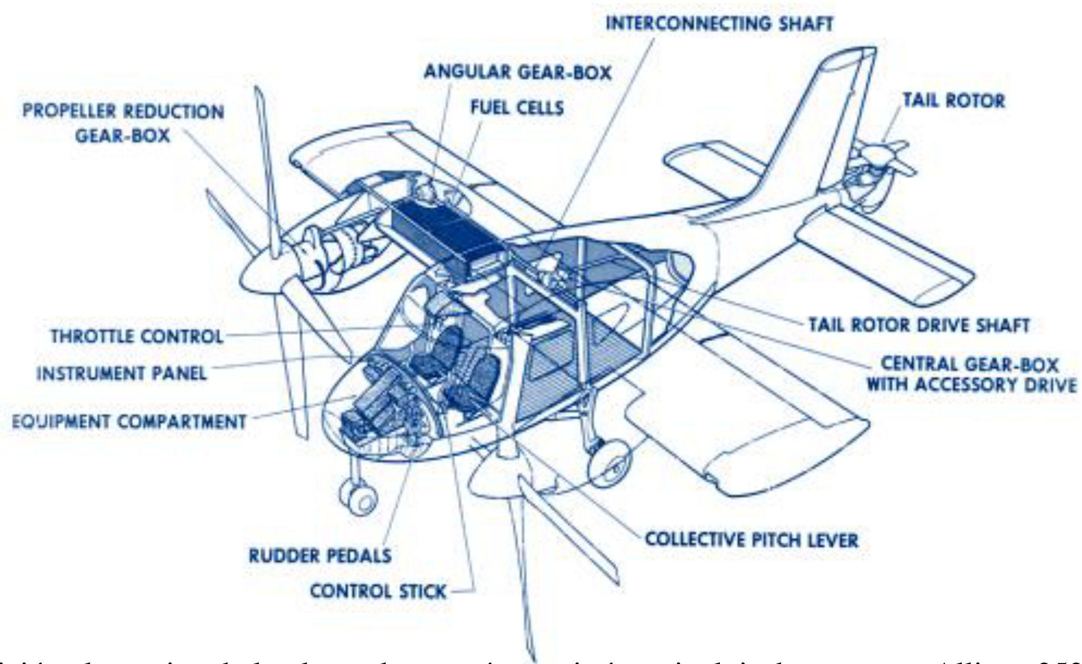
A principios de 1959, luego de una consideración detallada, finalmente se concluyó que la configuración híbrida de ala basculante/estela desviada ofrecía la mayor promesa para un avión simple y práctico, se consideró que tal configuración podría diseñarse y construirse sin mayores problemas de desarrollo y sería tan eficiente como los tipos más complicados; se concibió un diseño pequeño de dos motores con asiento trasero como un vehículo de investigación económico, por lo que se construyó y probó un modelo a escala 1/7 motorizado durante las pruebas desde junio hasta noviembre de 1960 en Convair con el túnel de viento de baja velocidad.

El primer CL-84 fue diseñado bajo los requisitos de estudio del US Army como un avión VSTOL de ala basculante bimotor para funciones de reconocimiento/enlace y observación ligera, patrocinado conjuntamente por Canadair y el DRB, otras aplicaciones incluyeron transporte de emergencia, control de fuego de artillería, apoyo terrestre y evacuación de heridos, se propuso esta versión del CL-84 para reemplazar la combinación de un avión ligero de observación como el Cessna L-19 y el helicóptero Bell H-13 en sus diversas funciones militares.

Como vehículo de prueba de vuelo, el avión proporcionaría datos a gran escala sobre las características de transición, estabilidad y control de la configuración de ala basculante/estela desviada, y permitiría investigar detalladamente las técnicas de pilotaje y procedimientos operativos de vehículos VTOL, como vehículo militar, el CL-84 fue diseñado para realizar una misión de reconocimiento con una tripulación de dos personas y hasta 227 Kg de equipo, o en las funciones de observación y enlace, pudiendo llevar a la tripulación, 3 pasajeros y 45 Kg de equipaje; también transportar pasajeros adicionales o una mayor carga útil en STOL o en condiciones normales de vuelo del avión.



El avión debía tener una longitud de 10,1 m; altura de 3,3 m; tren de aterrizaje fijo, ala con una envergadura de 9,5 m que abarcaría un área de 20,2 m², una forma en planta rectangular con flaps ranurados de envergadura completa; sería propulsada por 2 motores Pratt & Whitney Canada PT6B-2 para impulsar 2 hélices interconectadas de 4 palas de 4,3 m de diámetro, y 2 hélices de 4 palas de 1,3 m de diámetro del rotor de cola para controlar el cabeceo en la transición y el vuelo estacionario.



Una disposición alternativa de la planta de energía consistía en incluir dos motores Allison 252-C2, cada uno de los cuales constaba de dos motores de turbina libre T63-A-3 con una caja de cambios integral común, la potencia de despegue disponible aumentaría ligeramente con esta configuración de motor, sin embargo, esto se equilibraría con un pequeño aumento en el consumo de combustible durante la parte específica del vuelo de crucero, de modo que el rendimiento general prácticamente no se modificaba.

La velocidad máxima en la configuración de potencia militar debía ser de 411 Km/h; el rango de crucero en modo VTOL sería de 483 Km, para el modo STOL; en vuelo Ferry, el alcance era de hasta 2960 Km, el peso al despegue en el modo VTOL debía ser de 2676 Kg, modo STOL se fijó en 3 tn y para Ferry de 3,5 tn.

En esta fase inicial de diseño del CL-84, el complejo sistema de control de vuelo se estaba finalizando más hacia el uso en un tipo de avión VSTOL de producción, uno de los principales factores exigidos por los diseñadores de Canadair era que los movimientos de la columna de control y los pedales del timón produjeran una respuesta normal de la aeronave en todas las condiciones de vuelo, la confiabilidad mecánica con una complicación mínima fue la clave para el diseño exitoso de este sistema de control.

Para un despegue y vuelo estacionario STOL o VTOL, el ala debía inclinarse mecánicamente a una posición vertical por medio de conjuntos de gatos accionados hidráulicamente; alterar el paso de la hélice principal mientras las rpm del motor permanecían constantes controlaría el movimiento vertical de la aeronave; el balanceo estaría controlado por la variación diferencial del paso de la hélice principal, y la guiñada estaría controlada por una serie de spoilers ubicados delante de los alerones dentro de la estela de la hélice; el control de paso longitudinal en la transición y el vuelo estacionario se mantendría variando el ángulo de las palas en el conjunto del rotor de cola que mira hacia arriba.

Las hélices se diseñaron para girar en direcciones opuestas para obtener el máximo beneficio de que toda el ala se bañara en la estela. Los engranajes cónicos y los ejes interconectaban las hélices principales para que ambas continúen funcionando si un motor fallara, el motor defectuoso quedaría aislado por un sistema de embrague.

El 31-01-1963, el gobierno canadiense anunció que había acordado celebrar un acuerdo con Canadair Ltd. para apoyar el desarrollo operativo del avión de alas basculantes CL-84 VTOL; inicialmente, se ordenó la construcción de 2 aviones prototipo, propulsados por 2 motores de turbina P&W PT6-C para pruebas y desarrollo hacia posibles ventas futuras.

Las mejoras en el diseño permitirían el alojamiento de hasta 10 personas, incluida la tripulación, también debía ser capaz de transportar un máximo de 4 lts, o una carga modesta con los asientos de la cabina retirados, este pedido se definió además como la construcción de un prototipo de avión de demostración principal, con la construcción de un segundo conjunto completo de componentes para ser utilizado como fuente de repuestos para respaldar el avión de prueba, o para construirse como un segundo avión si era justificado.

Los estudios de diseño de una versión de desarrollo más grande para el US Army, impulsado por motores Lycoming T-53 o General Electric T-58 también se estaban considerando seriamente en este momento; el deseo de una mayor capacidad de transporte de carga y tropas con una puerta de carga trasera más grande asociada y motores necesariamente más potentes impulsaron a crear un nuevo diseño revisado.



El prototipo CL-84 voló por primera vez en vuelo estacionario el 7-05-1965; el 12-09-1967, después de 305 vuelos estaba a 910 m cuando falló un rodamiento en el sistema de control de la hélice, tanto el piloto como el observador se expulsaron con éxito, pero el prototipo se perdió.

Canadair rediseñó su reemplazo, el CL-84-1, incorporando más de 150 cambios de ingeniería, incluida la adición de controles duales, aviónica mejorada, un fuselaje alargado y motores más potentes; el primer CL-84-1 de nuevo diseño voló el 19-02-1970, al mismo tiempo, la US Navy expresó interés en el concepto, por lo que el avión realizó una gira a través del país, donde aterrizó en el jardín de la Casa Blanca, hizo vuelos en la Base Edwards y, finalmente, realizó pruebas completas en el USS Guam, demostrando versatilidad en una amplia gama de funciones a bordo, incluido el despliegue de tropas, vigilancia por radar y la guerra antisubmarina, pudiendo realizar una transición de ala desde cero y acelerar a 190 Km/h en 8 seg.

Las pruebas tripartitas realizadas por pilotos de evaluación de Canadá, Estados Unidos y el Reino Unido en el Centro de Pruebas Experimentales Patuxent River de la US Navy, demostraron que el CL-84-1 era un avión multimisión adecuado.

El primer CL-84-1 se perdió el 8-08-1973, cuando se produjo una falla en la caja de cambios de la hélice izquierda en un ascenso de máxima potencia, los pilotos de la US Navy a bordo se expulsaron de manera segura; los representantes de Canadair investigaron y registraron que la hélice y la estructura de soporte de la caja de cambios se habían roto durante el ascenso.

El segundo prototipo del CL-84-1 se envió rápidamente a Estados Unidos para completar las pruebas de Fase-2 a bordo del USS Guadalcanal, realizando tareas como transportar tropas y vuelo a ciegas a través de tormentas; continuaron con las pruebas de las fases 3 y 4, pero, a pesar de las críticas positivas, no ganó ningún contrato de producción; Canadair había intentado sin éxito vender el avión a otros países, incluido el Reino Unido, Holanda, Italia y Alemania, sin que se realizaran pedidos.

Se habían construido un prototipo y tres aviones de evaluación; los tres CL-84 que volaron hicieron un total de más de 700 vuelos y fueron pilotados (además de los pilotos de prueba de Canadair) por 36 pilotos de agencias civiles y militares de Canadá, Reino Unido y Estados Unidos.



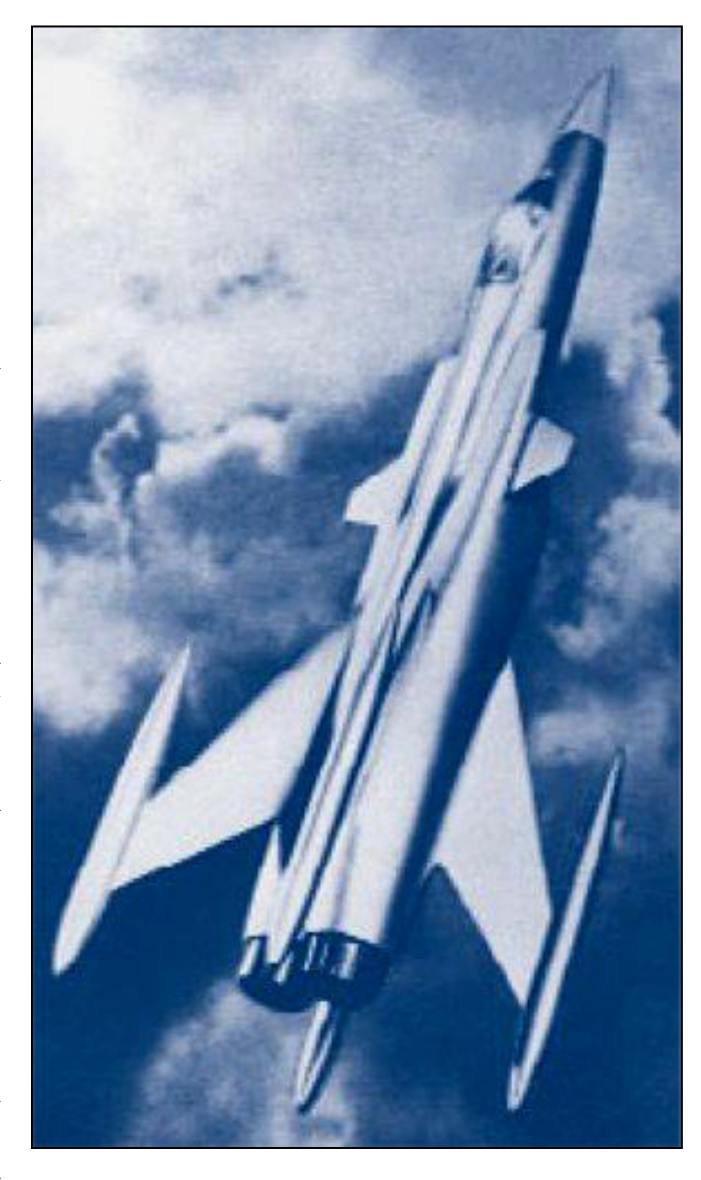

CANADIAN ARMED FORCES

Aeronaves VTOL/VSTOL Década 1960

Sukhoi Shkval

En 1960, el diseñador Rolan Martirossov comenzó su iniciativa con un pequeño equipo de personas, diseñando un avión monoplaza tipo Tail-Sitter que recibió el nombre de Shkval-1, estaba equipado con un tren de aterrizaje convencional; como el Lockheed XFV-1 estadounidense, debía despegar y aterrizar sobre la cola por lo que requeriría de un espacio mínimo.

El Shkval fue diseñado como un interceptor con radar, dos cañones y motores de poscombustión ubicados lado a lado; se investigaron dos diseños en el túnel de viento que diferían en la forma de la toma de aire y la posición de los canard.



La primera versión con tomas de aire en forma de D (comparables a las del Su-15) y canard frente a la cabina, que se extendían hasta el radomo, no fue aceptada; si fue aceptado el segundo concepto, con entradas de aire rectangulares (comparable a las entradas de aire del MiG-25) y canard en el borde lateral superior de las entradas de aire.

Las cuatro alas se fijaban en las esquinas del fuselaje como una X reclinada, en cada extremo alar tenía contenedores cilíndricos, que contenían amortiguadores para el despegue y el aterrizaje, la parte restante de estos contenedores, al igual que en las alas y el fuselaje, eran tanques de combustible.

Para facilitar el aterrizaje vertical, todo el asiento eyectable, la palanca de empuje y la palanca lateral se montaban de manera pivotante en la cabina de tal manera que la relación entre el asiento y estos elementos de control permaneciera sin cambios independientemente de la posición de pivote, el dispositivo giratorio le daba al piloto una mejor vista de la zona de aterrizaje por una ventana en el piso de la cabina.

Después de que se redactó el concepto y se realizaron las pruebas en el túnel de viento en el TsAGI, el equipo de Sukhoi recibió la confirmación oficial del proyecto permitiendo la financiación por parte de las autoridades estatales y el acceso a varias instalaciones experimentales; en 1963 fue construida una maqueta parcial (solo se construyó una sección de cabina con la ventana en el suelo y la combinación de asiento giratorio/instrumentos, con la que se pudo probar y demostrar esta función varias veces y se planeó un remolque de dos ejes para el transporte y montaje de la aeronave) y el Ministerio de Ingeniería Aeronáutica llevó a cabo una evaluación del proyecto. Sin embargo, se reconocieron los logros del equipo de diseño, pero se negó el financiamiento para la construcción de un prototipo.

Programa Tri-Service

El 27-01-1961, una serie de acciones del Ministerio de Defensa de Estados Unidos dieron como resultado un acuerdo en el que todos los servicios militares, el US Army, US Navy y la USAF, trabajarían en el Programa de Transporte de Asalto de Tres servicios bajo el liderazgo de la Oficina de Armas Navales de la US Navy.

El esquema original se había elaborado como reemplazo del Sikorsky HR-2S Mojave, con una carga útil del orden de 4,5 tn; se publicó una especificación revisada que tenía la misma carga útil, pero ampliaba el radio operativo a 400 Km, y aumentaba la velocidad aerodinámica de crucero a 460-560 Km/h con una velocidad aerodinámica máxima a 560-740 Km/h. Sin embargo, para la misión del Marine Corps, el requisito establecía que la carga de combustible pudiera reducirse para que el peso máximo no excediera las 16 tn, siempre manteniendo un radio de 190 Km.

Varias empresas aeronáuticas respondieron a los requisitos dados, como LTV-Hiller-Ryan con el avión XC-142 Bell Helicopters, con el prototipo X-22A; Bell Aerosystems Co. junto a Lockheed presentando el proyecto D-2064; Boeing con el Model-137; Grumman con el avión G-242; Canadair-Mc Donnell con el Model-175; Curtiss Wright con el avión X-19.

Si bien existieron muchas propuestas, una gran mayoría no paso de los diseños de las mesas de dibujo, sólo unos pocos prototipos se construyeron y fueron probados, finalmente LTV-Hiller-Ryan ganó la competencia con el avión XC-142.



Curtiss Wright X-19



Siendo parte del Programa Tri Service, en 1962 la USAF contrata la conversión de dos prototipos militares, modificados con asiento eyectable, grúa de rescate, sonda de reabastecimiento de combustible simulada y fuselaje mejorado para el acceso de pasajeros; a partir del X-100, Curtiss-Wright desarrolló el Model 200, del que la USAF ordenó construir dos prototipos denominados X-19.

Tenía 13,54 m de longitud, altura de 5 m, una velocidad máxima de 750 Km/h, alas delanteras y traseras en tándem de montaje alto, cada ala tenía dos hélices de 4 m que se podían girar 90°, lo que permitía que la aeronave despegara y aterrizara como un helicóptero; las hélices eran impulsadas por dos motores turboeje Avco Lycoming T55-L-5.

El primer vuelo del Curtiss Wright X-19 tuvo lugar el 20-11-1963; se pretendía que se convirtiera en un avión de transporte VTOL. Sin embargo, el primer prototipo fue destruido en un accidente el 25-08-1965 y luego se canceló el programa; el segundo prototipo nunca se completó.

La transmisión de potencia, los requisitos de potencia al peso, la transición del modo de vuelo y control multieje hacían que el diseño de aeronaves VTOL sea mucho más problemático que el diseño convencional de ala fija e incluso el diseño de helicópteros, la complejidad aerodinámica del cabeceo, balanceo y guiñada acoplados y el torque, particularmente en la transición del despegue vertical al vuelo horizontal, hizo que el diseño del X-19 fuera extremadamente desafiante.

Bell X-22A

En 1962 la US Navy presenta a Bell Helicopter, que ya tenía una amplia experiencia con aeronaves de este tipo, su solicitud de dos prototipos con capacidad VSTOL para presentarlos en el Programa Tri-service, propulsados por 4 góndolas de ventilador con conductos; en 1964, el avión (denominado internamente por Bell como Model D-2127) fue ordenado y recibió la designación de X-22A.

El avión X-22A tenía hélices de 3 palas que estaban montadas en 4 alas y, sincronizadas, a través de un sistema de interconexión, a 4 turbinas de gas que, a su vez, estaban montadas en pares en las alas traseras; era propulsado por 4 motores turboeje General Electric YT58-GE-8D que estaban reticulados y tenían un 35% de exceso de potencia en caso de que uno de los motores fallara en vuelo estacionario.

Tenía una capacidad de 2 tripulantes y 6 pasajeros, una longitud de 12 m y altura de 6,3 m; la envergadura sobre el canard (incluidas las hélices con conductos de 3 palas de 2 m de diámetro) era de 7 m, a través de los conductos de la punta del ala trasera era de 11,9 m.

Los conductos giraban de forma no diferencial de 0° a 95° y tenían elevaciones transversales en el centro del conducto, el paso diferencial de la hélice y los elevones se utilizaron para controlar al avión en vuelo estacionario, en vuelo hacia adelante, los conductos proporcionaban una cantidad significativa de sustentación aerodinámica.



El vuelo del primer prototipo se llevó a cabo el 17-03-1966, las transiciones entre el vuelo estacionario y el horizontal sucedían inmediatamente, pero, el interés se incrementó más hacia las propiedades VTOL y VSTOL, que hacia el diseño específico del prototipo.

Debido a un fallo de un control de hélice, el prototipo se estrelló el 8-08-1966 y los técnicos lo desmontaron para conseguir componentes que hicieran capaz de volar al segundo prototipo, el fuselaje luego se usó como simulador durante un tiempo.

El segundo prototipo voló por primera vez el 26-08-1967, fue equipado con un sistema de control de vuelo y estabilizador variable proveniente del Laboratorio Aeronáutico Cornell, que mejoraba las prestaciones de vuelo, alcanzaba una velocidad máxima de 409 Km/h, un alcance de 716 Km y su techo de servicio era de 8470 m.

Aunque fue considerado como el mejor avión de su tipo en su época, el programa fue cancelado.

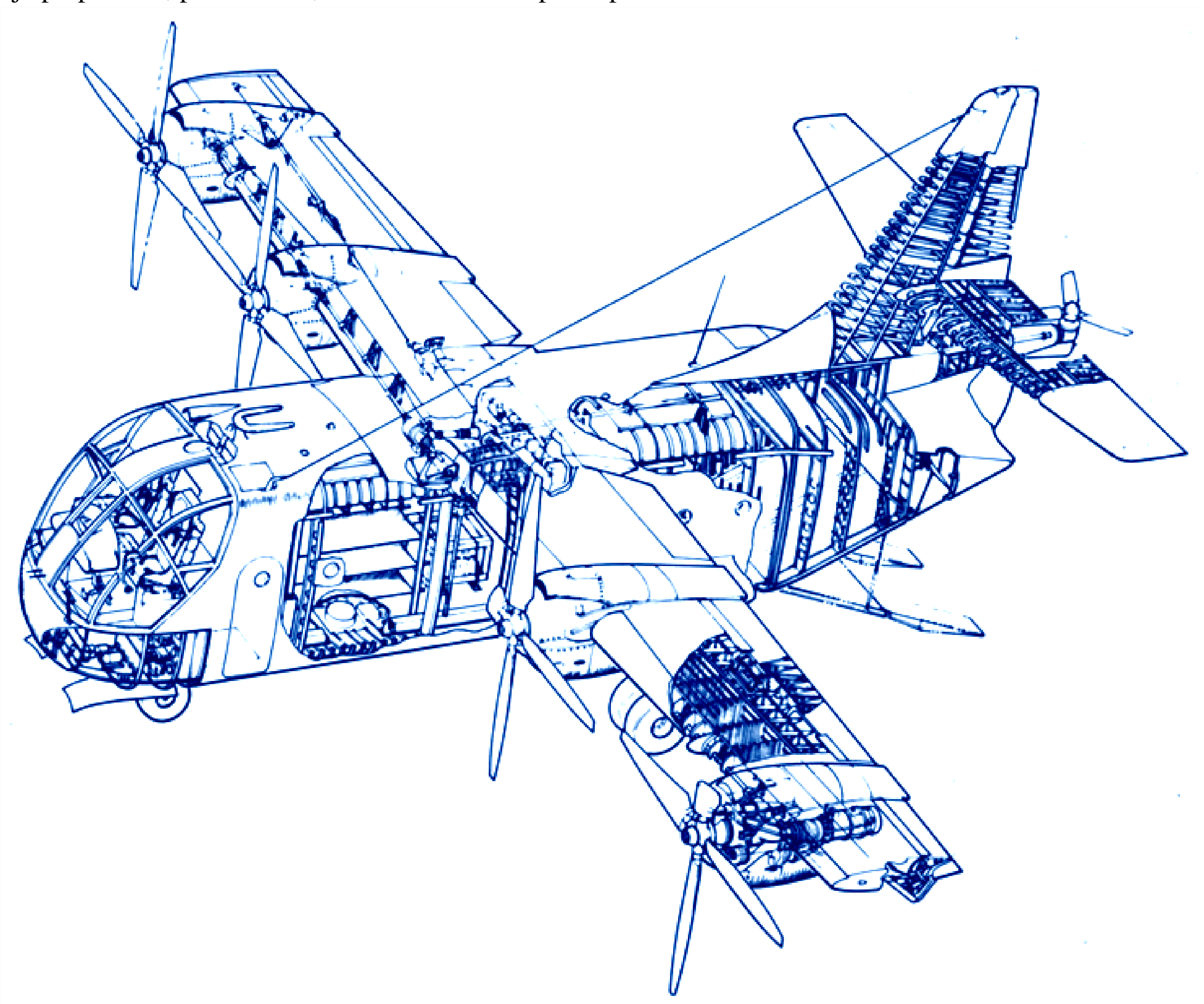


LTV/Hiller/Ryan XC-142

La empresa Vought respondió al Programa Tri-Service con una propuesta que combinaba la ingeniería de su propia rama de diseño, así como la de Ryan y Hiller, que tenían una experiencia más amplia en helicópteros; su propuesta ganó el concurso de diseño y se firmó un contrato para 5 prototipos a principios de 1962 con el primer vuelo especificado para julio de 1964.

La aeronave tenía una capacidad para llevar 32 soldados completamente equipados o 24 camilleros y 4 auxiliares o 3,6 tn de carga; tenía una longitud de 17,70 m; altura de 7,95 m; envergadura de 20,57 m con un área del ala de 49,6 m^2, su peso vacío era de 10,2 tn, utilizaba 4 motores turbohélices General Electric T64 -GE-1 que movían hélices de paso variable Hamilton Standard de 4 palas de 4,72 m, su velocidad máxima era de 694 Km/h a 6100 m de altura, y su velocidad de crucero era de 463 Km/h a nivel del mar; su rango de combate se estimaba en 370-760 Km y tenía un techo de servicio de 7600 m.

Durante el desarrollo del prototipo, la US Navy decidió salir del programa, les preocupaba que la fuerte corriente descendente de aire de la hélice dificultara su funcionamiento, limitaría a operaciones hacia y desde plataformas de aterrizaje preparadas, por lo tanto, no sería adecuado para operaciones de asalto.






25925
TRI-SERVICE

El 29-09-1964 realizó su primer vuelo convencional el primer prototipo, el primer vuelo estacionario fue el 29-12-1964 y la primera transición el 11-01-1965; el primer XC-142A se entregó al equipo de pruebas de la USAF en julio de 1965 y durante el programa, se volaron un total de 420 hrs en 488 vuelos, fueron pilotados por 39 pilotos militares y civiles; las pruebas incluyeron operaciones de portaaviones, rescates simulados, extracción de carga a bajo nivel y lanzamientos de paracaidistas; durante las pruebas, el eje de transmisión reticulado de la aeronave resultó ser un problema, el eje producía una vibración y un ruido excesivos, lo que generaba una gran carga de trabajo para el piloto. Además, demostró ser susceptible a problemas debido a la flexión de las alas. Los problemas del eje, junto con los errores del operador, dieron como resultado una serie de aterrizajes bruscos que causaron daños; una de las limitaciones encontradas en fue la inestabilidad entre los ángulos de ala de 35 y 80°, que se presentaba en altitudes extremadamente bajas, también hubo fuerzas laterales altas que resultaron de la guiñada y los débiles controles del ángulo de paso de las palas de la hélice.

El avión nunca avanzó más allá de la etapa de prototipo; en 1966, mientras aún se estaban realizando pruebas, la USAF solicitó una propuesta para una versión de producción, el C-142B, como la US Navy se había retirado en ese momento, el requisito de compatibilidad con portaaviones de la US Navy podía eliminarse, lo que reducía drásticamente el peso vacío; otros cambios propuestos para esta versión incluyeron una cabina aerodinámica, un fuselaje más grande, motores mejorados y un mantenimiento simplificado del motor.

Después de revisar la propuesta C-142B, el equipo de gestión del Programa Tri-Service no pudo desarrollar un requisito para un transporte VSTOL; las pruebas del XC-142A finalizaron y el prototipo restante se entregó a la NASA para realizar pruebas de investigación desde 1966 hasta 1970.






TRI-SERVICE

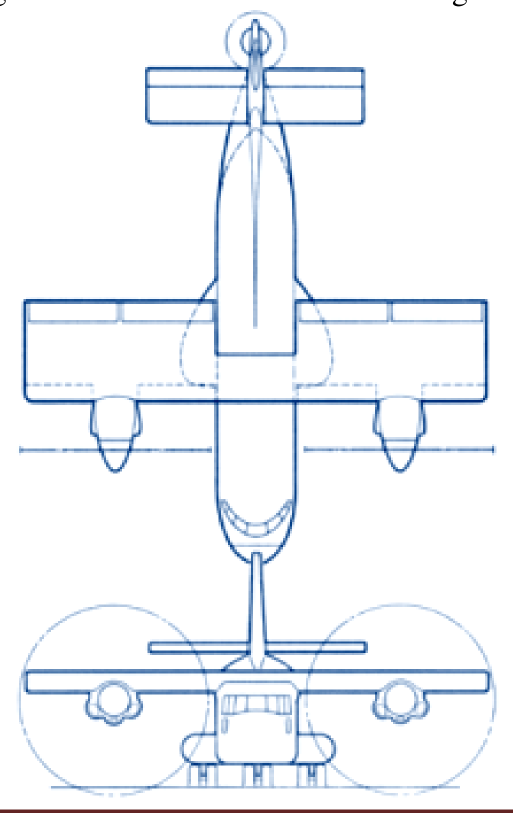
Canadair/Mc Donnell Model-175

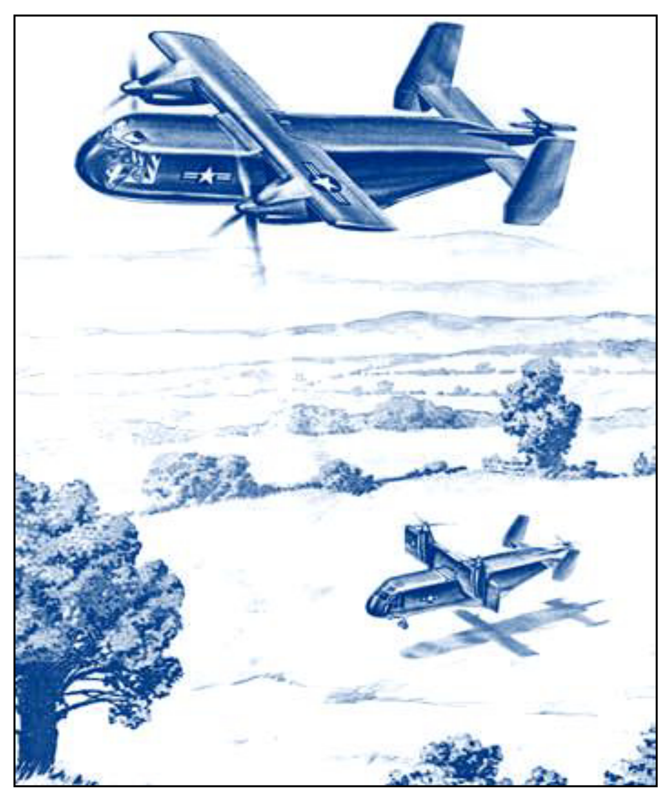
Canadair, junto con Mc Donnell Aircraft Corp., presentó una propuesta al US Army para la competencia del Programa Tri-Service, la presentación del equipo combinado no tenía asignado el número de modelo estándar del proyecto Canadair y, por lo tanto, se registró formalmente como Model-175.

Su misión principal era la de ser una aeronave con base en tierra o en portaaviones, pudiendo transportar tropas, equipos de apoyo y suministros, tanto en operaciones tácticas como logísticas, hacia y desde áreas no preparadas en una zona de combate, del mismo modo de los buques de asalto anfibio, en todas las condiciones climáticas; en el modo basado en portaaviones, las características dimensionales de la aeronave en la condición replegada debían ser compatibles con los elevadores de borde de cubierta y los requisitos de espacio en la cubierta del hangar de los buques de asalto anfibio LPH-2 y LPH-4 de la US Navy, y para las operaciones en tierra, debía ser capaz de realizar todas las tareas desde campos no preparados.

2 motores turboeje General Electric T64-GE-4 impulsarían dos hélices Curtiss-Wright de paso variable de 6,4 m de diámetro para proporcionar un máximo de velocidad de 633 Km/h, con una velocidad de crucero nominal de 463 Km/h; para estabilidad longitudinal en los momentos de transición y vuelo estacionario, se instaló un conjunto de rotor de cola de 4 palas de 2,7 m de diámetro en un apéndice que se extendía desde la parte trasera y superior del fuselaje entre las colas verticales gemelas; tenía una envergadura proyectada de 14,3 m; con un área total del ala de 46,1 m².

El fuselaje era de 20,3 m de largo, las colas verticales tendrían 5,1 m de altura; el tren de aterrizaje consistía en juegos de engranajes emparejados cuádruples, con neumáticos de baja presión disponibles según fuera necesario para la función en áreas de campo no preparadas; una rampa de carga retráctil en la parte trasera proporcionaría un acceso al compartimiento de carga; dependiendo de los requisitos específicos de la misión requerida, los pesos de despegue de la aeronave estaban en el rango de 15,8 a 20,8 tn.





Hawker P.1154



En 1961, la OTAN publica una revisión actualizada de su requisito de avión VTOL militar, las especificaciones exigían un caza de ataque supersónico V/STOL con un radio de combate de 460 Km, velocidad de crucero de Mach 0,92; carga útil de 910 Kg; tenía que poder sortear un obstáculo de 15 m después de un recorrido de despegue de 150 m; Hawker Siddeley firmó un acuerdo con Focke-Wulf para colaborar en un estudio conjunto que analizó como equipar al avión P.1150 con dos motores de elevación adicionales; a mediados de 1961, Alemania Occidental decide retirarse del programa; mientras tanto, estudios adicionales sirvieron para confirmar que el P.1150 sería demasiado pequeño para cumplir con las especificaciones, por lo que se comenzó a trabajar en un diseño derivado mas ampliado.

Pronto surgió el nuevo diseño más grande, inicialmente designado como P.1150/3 y luego nombrado P.1154; el 6-12-1961, antes de presentarlo a la OTAN, se decidió que el P.1154 se desarrollaría con los requisitos para su uso tanto por la Royal Air Force (RAF) como por la Royal Navy; en febrero de 1962, la Royal Navy recibió el concepto de avión con gran interés ya que estaba en el proceso de buscar un nuevo avión interceptor para usar en sus portaaviones en ese momento; en marzo de 1962, el Ministerio de Defensa estaba interesado en la posibilidad de que el P.1154 fuera adoptado como reemplazo de los aviones Hawker Hunters de la RAF y los de Havilland Sea Vixen de la Royal Navy.

La RAF deseaba un caza de un solo asiento con capacidad de intercepción secundaria, mientras que el Fleet Air Arm buscaba un interceptor de dos asientos con capacidad de ataque secundario de bajo nivel; en consecuencia, la presentación de Hawker Siddeley implicó el desarrollo de dos variantes distintas de la misma aeronave P.1154, cada una dirigida a un servicio particular y sus requisitos establecidos, los P.1154 de la RAF tendrían que adaptarse al radar de intercepción aerotransportada de la Royal Navy; cuando se presentó el diseño, la Royal Navy criticó la propuesta porque tenía un tren de aterrizaje en tándem incompatible con las operaciones de catapulta a bordo de los portaaviones, por lo que se investigó un diseño de tren de rodaje de triciclo.

En noviembre de 1962, Rolls-Royce ofreció un diseño Spey gemelo de empuje vectorial equipado con cámara de combustión plena (PCB) como alternativa al motor BS-100; esta disposición alternativa del motor fue vista como inferior, particularmente debido al peligro que representaba la salida de empuje asimétrica si ocurría una falla del motor; sin embargo, Rolls-Royce afirmó que su solución podría estar disponible antes de lo que estaría el BS-100; en diciembre de 1962, Bristol realizó la primera ejecución exitosa de un motor Pegasus 2 equipado con PCB, para realizar un despegue vertical. Sin embargo, esta característica habría tenido el costo de una erosión significativa del suelo durante las operaciones; Hawker Siddeley dedicó todo su esfuerzo al desarrollo de la variante de un solo asiento de la RAF.

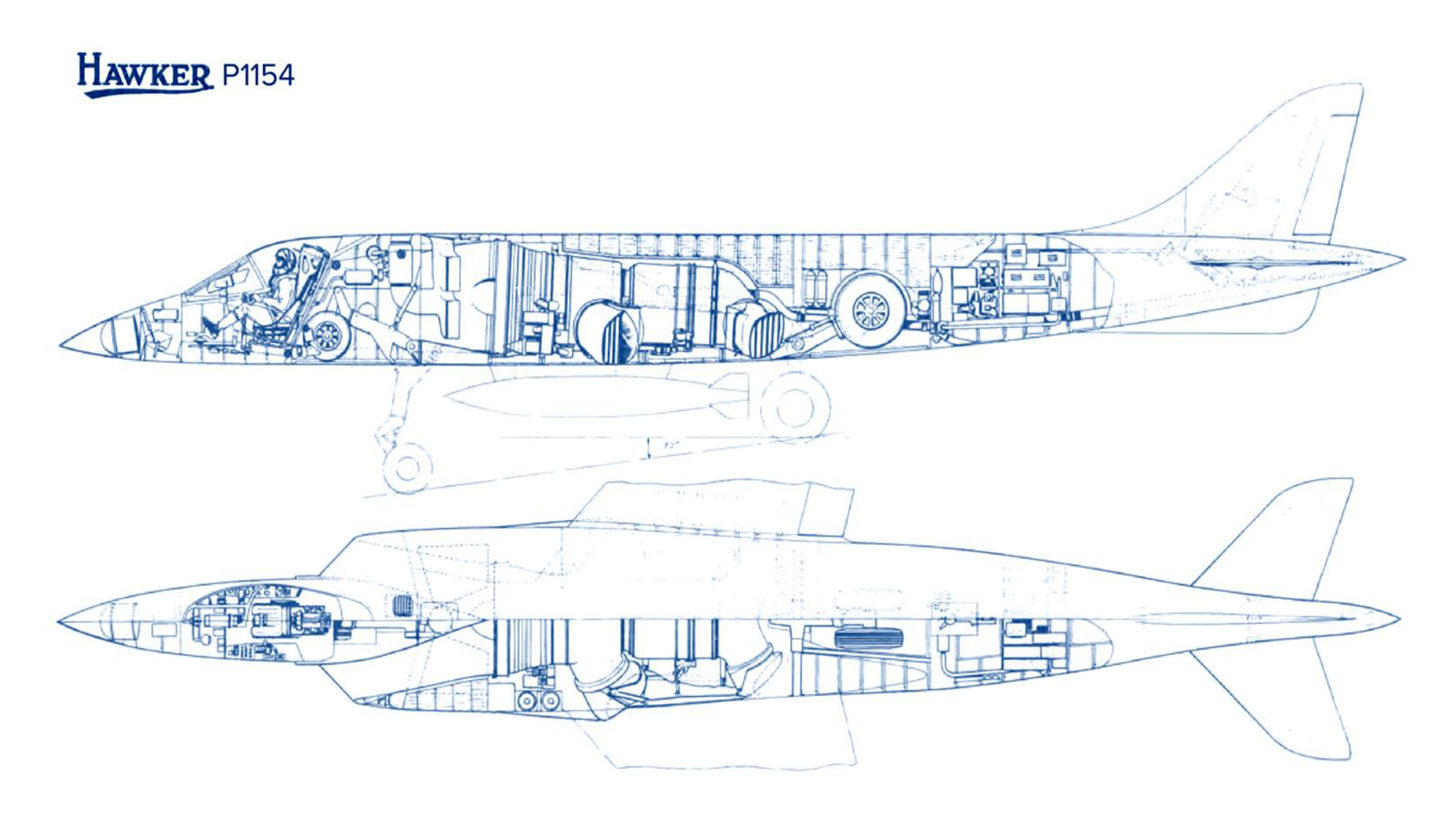
El 25-03-1963, se anunció que el BS-100 había sido seleccionado como el motor que se utilizaría en el avión P.1154 y se previó que el programa implicaría el pedido de un total de 400 aviones para la RAF y 200 para la Royal Navy, en mayo de 1963, se rechazó la opción de tener dos aviones distintos, por lo que se insistió en el desarrollo de un único avión común para cubrir las necesidades de ambos servicios.

Como resultado de las modificaciones realizadas para cumplir con los requisitos navales, en julio de 1963, el aumento de peso se había convertido en un problema considerable para la aeronave, la Royal Navy criticaba la elección de un avión VSTOL;

Al mismo tiempo, la Marina declaró que consideraba que el P.1154 era un interceptor de segunda categoría, y la RAF denunció abiertamente la pérdida de rendimiento de la huelga. En octubre de 1963, el Ministerio de Aviación estaba preocupado por el progreso del proyecto y señaló que el esfuerzo por combinar un avión de ataque y un caza en un solo avión, y tratar de adaptar ese mismo fuselaje a ambos servicios, era poco sólido.

A finales de 1963, el gobierno examinó tres opciones alternativas para el programa: continuar con un P.1154 orientado a la RAF mientras que la versión naval se retrasaría, continuar con el desarrollo de un modelo P.1154 de servicio dual completo con solo diferencias limitadas entre los servicios, o la terminación completa del programa con los requisitos para ser reevaluados.

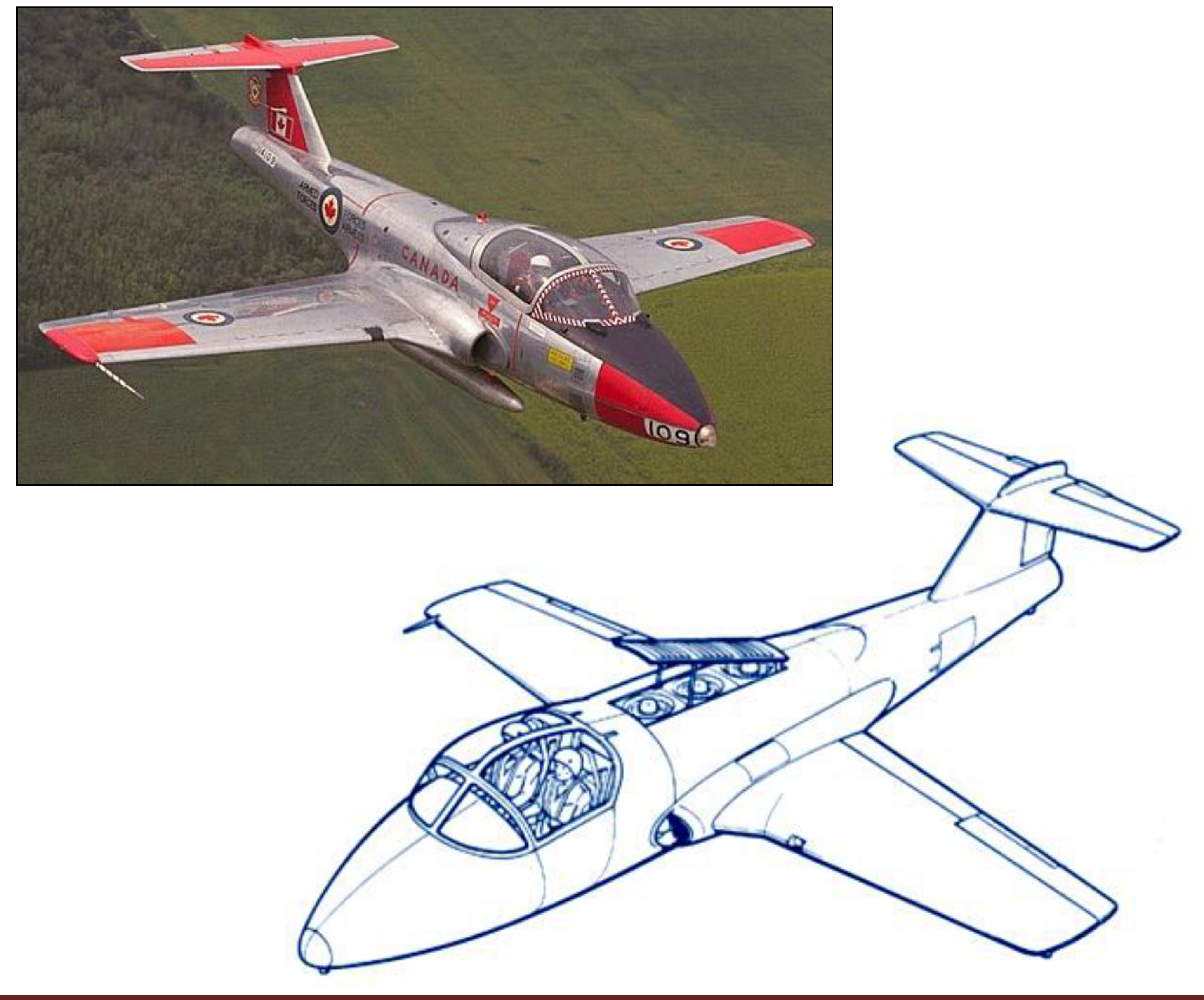
En noviembre de 1964, el gobierno informó al Estado Mayor del Aire que se preparara para cancelar dos de los tres proyectos de desarrollo en curso específicos, siendo uno de ellos el P.1154; para salvar el programa TSR-2, la RAF se conformó con abandonar el P.1154; el 2-02-1965, se anunció que el P.1154 había sido rescindido por motivos de costo, en el momento de la cancelación, al menos tres prototipos habían llegado a varias etapas de construcción.



Canadair CL-41 J/VTOL Jet Trainer

A mediados de 1961, Canadair realizó estudios preliminares que inicialmente se adaptaron al concepto de avión de reconocimiento y ataque a tierra supersónico VSTOL de la OTAN, para determinar los méritos de un diseño de avión Canadair CL-41 modificado como un entrenador a reacción VTOL; la configuración de asientos lado a lado proporcionaría un entorno de instrucción ideal y eficiente, como se hizo evidente con las pruebas y demostraciones exitosas del primer prototipo de avión CL-41.

Con un motor J85-CAN-40 construido por Orenda proporcionando la propulsión hacia adelante, 3 motores a reacción de elevación directa Rolls Royce RB-162 adicionales, montados en línea vertical detrás de la cabina en un fuselaje central alargado, habrían proporcionado la capacidad VTOL para el propuesto CL-41J; una puerta de entrada de aire con persianas que se abrirían hacia adelante se elevaría a una posición inclinada para la operación de los motores de elevación directa durante el vuelo VTOL, luego se retraería al ras del fuselaje para la parte de crucero del vuelo; un sistema de escape variable en la parte inferior de la aeronave habría controlado el vector de empuje vertical.



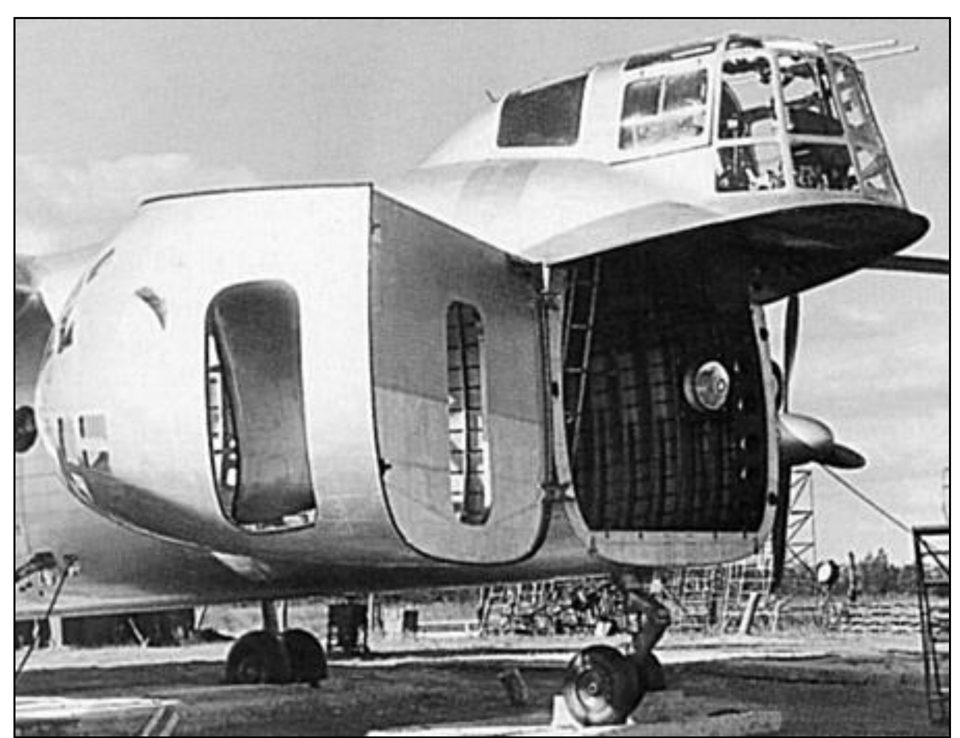
Kamov Ka-22 Vintokril (Hoop)

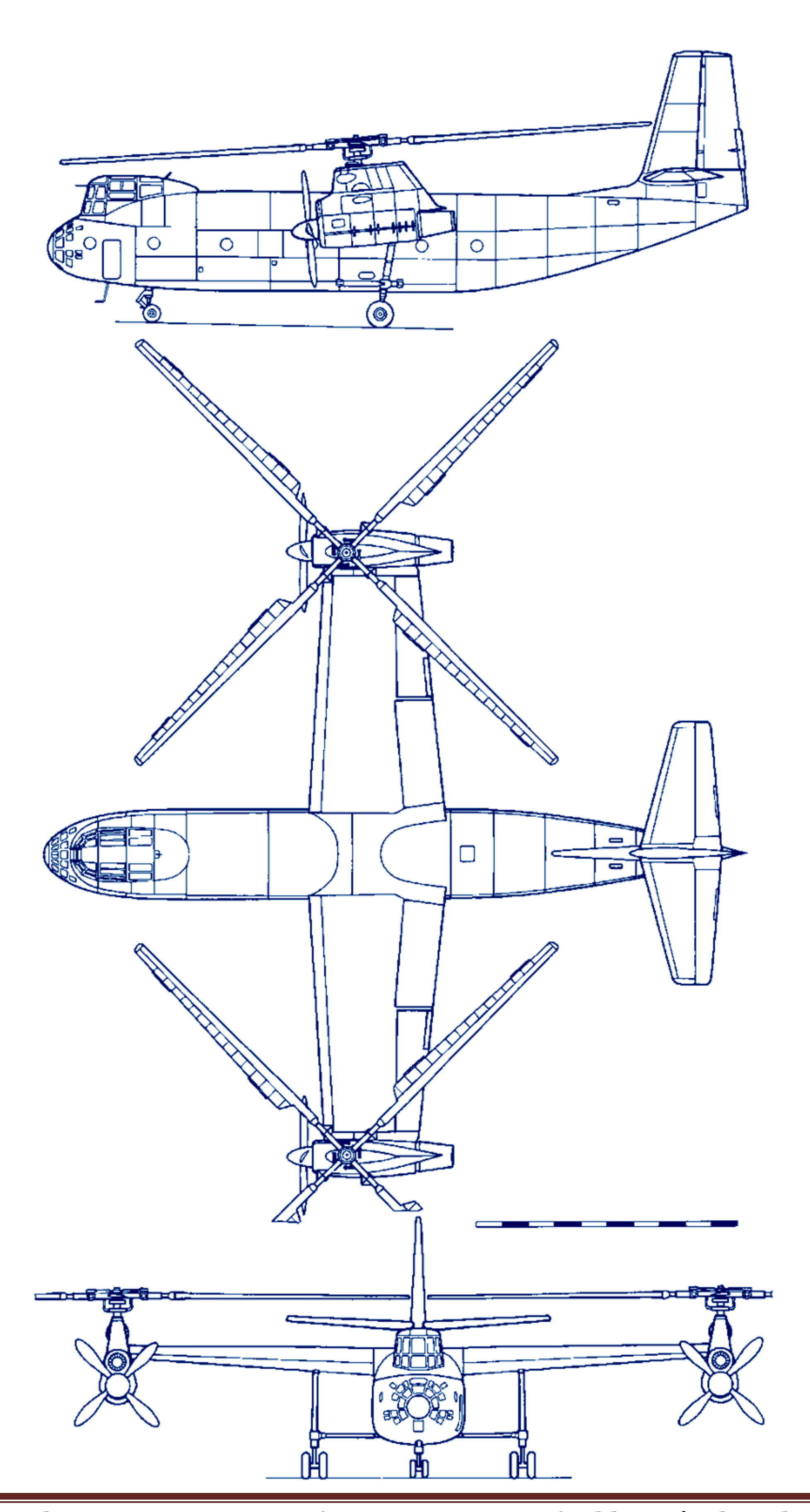
Era, en esencia, un avión de ala fija con rotores colocados sobre las puntas de las alas, se le montó un motor en cada punta de ala, con accionamiento tanto para una hélice tractora de cuatro palas como para un rotor principal también de cuatro palas, el prototipo original estaba propulsado por motores Kuznetsov TV-2VK, aunque estos fueron reemplazados más tarde por el Soloviev D-25VK; sus características técnicas eran, una capacidad de 100 pasajeros; 27 m de longitud; envergadura de 22,5 m; área del ala de 105 m^2; su peso vacío era de 28,2 tn; peso máximo al despegue de 42,5 tn; el diámetro del rotor principal tenía 20 m; las hélices eran de paso variable de 4 palas; su velocidad máxima era de 375 Km/h con un alcance de 450 Km y un techo de servicio de 5500 m.

El fuselaje contenía una cabina de tres asientos sobre una nariz acristalada y un área de carga principal capaz de contener 80 asientos o 16,5 tn de carga; toda la nariz podía abrirse para cargar artículos voluminosos; en modo helicóptero, la transmisión de la hélice se desconectaba y los flaps se bajaban a 90°; y en el modo de ala fija, los rotores de elevación estaban libres para girar y la aeronave era controlada por los alerones y las superficies de cola.

Durante su corta historia operativa, estableció un total de 8 récords mundiales; el 7-10-1961, con polainas sobre las ruedas y un carenado detrás de la cabina, estableció un récord de velocidad de clase en 356,3 Km/h, luego se quitarían las polainas y el carenado y el 24-11-1961 elevó una carga útil de 16,4 tn a 2557 m; el 28-08-1962, mientras se encontraba en una parada intermedia durante un vuelo en ferry a Moscú para las pruebas de aceptación, el Ka-22 01-01 volcó hacia la izquierda y se estrelló invertido, matando a la tripulación, se descubrió que la causa era el varillaje de control de paso colectivo del rotor de estribor, y una inspección posterior encontró que dos de los otros Ka-22 sufrían problemas similares; posteriormente, para mejorar la estabilidad y el control, se instaló un complejo piloto automático que detectaba la actitud y las aceleraciones angulares.

El 12-08-1964, mientras participaba en las pruebas de la Fuerza Aérea Soviética, fue destruido, la aeronave entró en un giro incontrolado, y en un esfuerzo por corregirlo se lanzó en picado; después de esto, fue abandonado y finalmente, las dos máquinas supervivientes fueron desechadas.









Lockheed XV-4 Hummingbird (VZ-10)

Lockheed XV-4A

A mediados de 1961, Lockheed recibe un contrato del US Army para construir dos aeronaves para demostrar la factibilidad de usar el concepto VTOL para vigilancia, llevando equipo de adquisición de blancos y sensores.

Tenía una longitud de 9,96 m; altura de 3,59 m, envergadura de 7,82 m; su peso vacío era de 2,2 tn y cargado de 3,2 tn; consistía principalmente en un fuselaje cuadrado que albergaba los eyectores y los aumentadores; a lo largo de cada lado de la aeronave levaba un motor turborreactor Pratt & Whitney JT-12A para el vuelo horizontal o se desviaba hacia los eyectores de aumento para despegue y aterrizaje vertical.

Los dos motores alimentaban eyectores intercalados en caso de falla del motor; durante la transición, un motor se desviaba de los eyectores para proporcionar empuje hacia adelante, hasta que la sustentación del ala permitía que el segundo motor hiciera lo mismo, luego se cerraban las puertas de los aumentadores.

El primer despegue convencional del primer prototipo (XV-4A) tuvo lugar el 7-07-1962; el 30-11-1962 se llevó a cabo pruebas iniciales de vuelo cautivo, teniendo lugar el primer vuelo de sustentación libre el 24-05-1963; su primer vuelo de transición desde estacionario a vuelo horizontal se realizó el 8-12-1963; finalmente resultó destruido en un accidente el 10-06-1964.



Lockheed XV-4B

El 4-06-1968 fue presentado el segundo prototipo, pesaba 5,7 tn en el despegue; su longitud era de 10,36 m, envergadura de 7,8 m; tenía una velocidad máxima de 823 km/h, con una velocidad de crucero de 630 Km/h y un alcance de 965 Km; la parte más pesada del avión eran los 1,4 tn del sistema de propulsión.

Era significativamente diferente al XV-4A en su diseño interno, las diferencias se encontraban en las alas, tren de aterrizaje, fuselaje, instalaciones motrices, hidráulica y controles; contenía dos válvulas de control de reacción como seguro para el motor; otro cambio importante fue la adición de 4 motores turborreactores colocados en el fuselaje en forma vertical, el agregado de un sistema de aumento de la estabilidad, junto con muelles de sensación y embragues hidromecánicos, le daban al piloto una buena sensación de los controles y mayor habilidad para el control de estabilidad.

El timón incluía un nuevo resorte de centrado por encima del muelle de sensación para reducir la fricción del mismo, el Sistema de Control de Vuelo Principal (PFCS) era un sistema híbrido Fly-By-Wire con controles de vuelo convencionales como refuerzo; no llevaba combustible en las alas, aunque las mismas tenían la estructura básica de viga de caja; tenía 2° de libertad en el cabeceo y movimiento lateral, mientras que el alabeo solo tenía 1° de libertad.

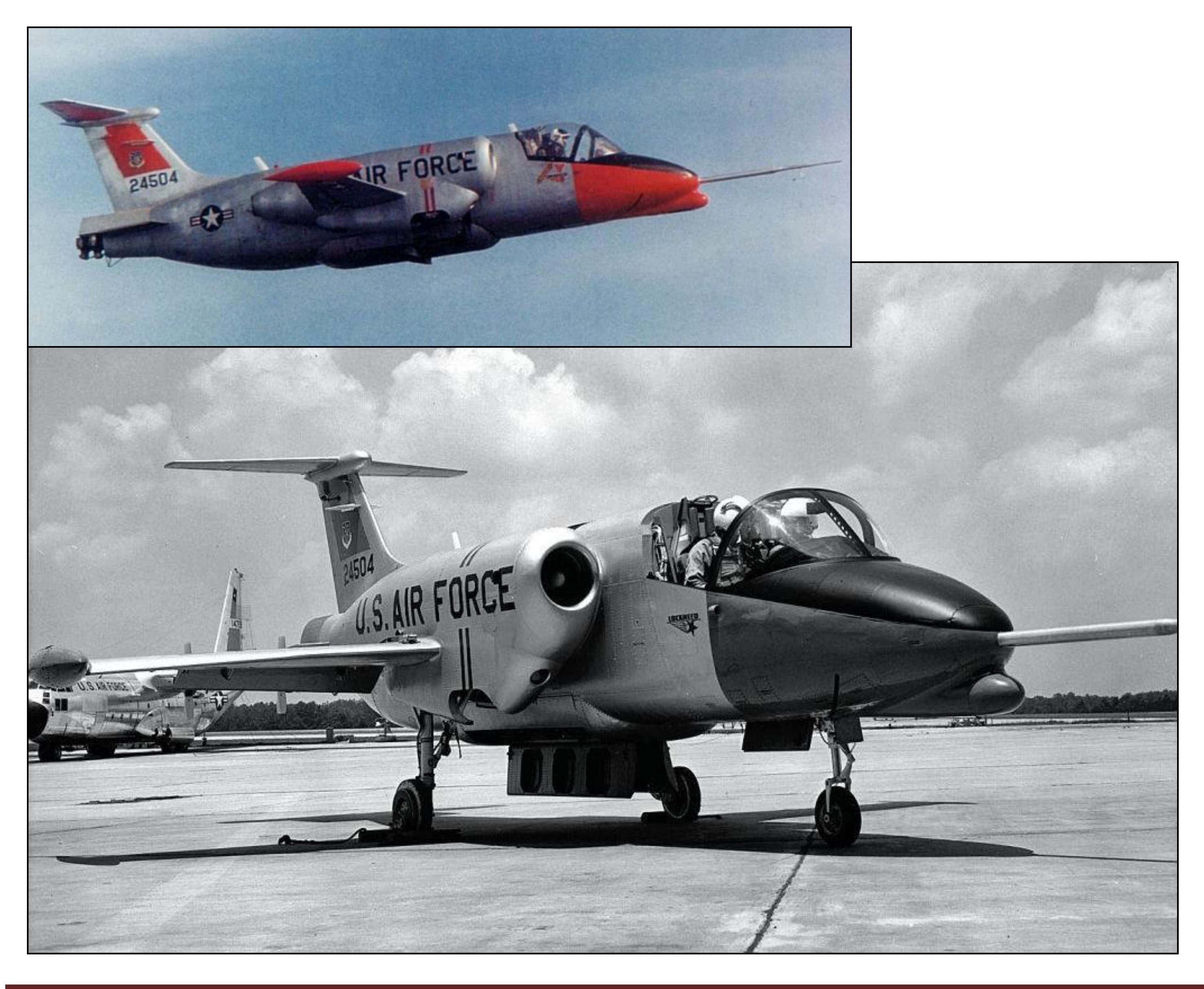
Cada motor contenía una válvula desviadora, estas válvulas conducían el chorro longitudinalmente hacia las toberas de empuje horizontal de la aeronave, o hacia las toberas de sustentación localizadas en el fuselaje, los motores de sustentación/crucero proporcionaban empuje horizontal cuando estaban orientadas horizontalmente y sustentación cuando estaban orientadas verticalmente (este era el uso de las válvulas desviadoras) las 6 toberas tenían 10° de libertad para orientar el empuje, los motores del fuselaje se usaban cuando se iniciaba el vuelo VTOL, pero se apagaban cuando el avión estaba en vuelo.



Los depósitos de combustible estaban localizados internamente en la parte delantera del fuselaje y podían albergar un total de 2800 lts de combustible, con bombas impulsoras y eyectores de chorro, junto con las válvulas asociadas; debido a la posición de los depósitos, el combustible tenía que ser consumido por igual, ya que un desequilibrio provocaba el riesgo de desestabilizar la aeronave.

El XV-4B se enfrentó a una gran cantidad de desafíos electrónicos, en gran parte debido al cableado incorrecto, por otra parte, el sistema eléctrico se comportó bastante bien, dando bastante confianza un reducido número de componentes del sistema eléctrico; una etapa electrónica se ubicó al final de la secuencia de cables, con otra en la parte opuesta en los actuadores de potencia electrohidráulica; la electrohidráulica reemplazaba a los sistemas operados hidráulicamente de la aeronave con sistemas puramente eléctricos que hacían el mismo trabajo, lo que reducía peso, además de añadir simplicidad y fiabilidad, y proporcionaba electricidad continua de 9 Voltios al sistema principal de transporte y distribución eléctrica.

Estaba previsto que el tiempo de servicio inicial fuera de 500 hrs, pero el avión resultó destruido en 1969 durante unas pruebas, mucho antes del objetivo previsto.



Ryan XV-5A Vertifan

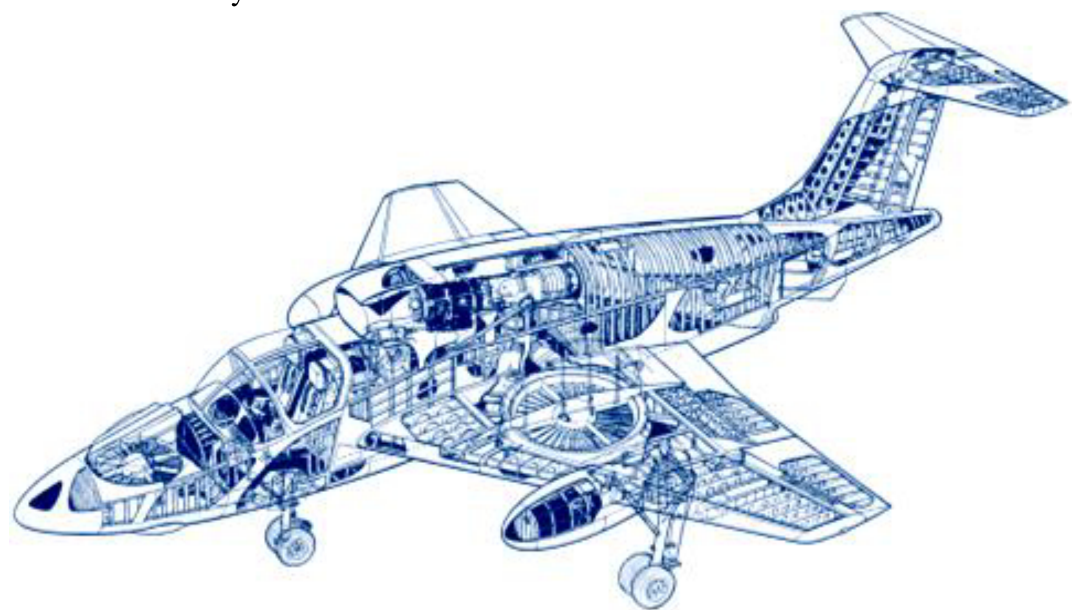


En 1961, Ryan ganó un contrato con el US Army para desarrollar su concepto de ventilador en el ala, por lo que diseñó y creó el avión VZ-11-RY (denominado en 1962 Ryan XV-5A Vertifan) estaba propulsado por dos motores turborreactores General Electric J85-GE-5, turbinas de sustentación en las alas, y una más pequeña en la nariz, propulsadas por los gases de escape del motor, eran usadas para el despegue y aterrizaje vertical.

La turbina de sustentación de 1,59 m de diámetro en cada ala tenía unas tapas abisagradas en la superficie alar superior que se abrían para el vuelo VTOL; la turbina de nariz de 0,91 m proporcionaba el adecuado control de cabeceo, pero producía características de manejo adversas; un conjunto de deflectores en persiana por debajo de cada turbina podían orientar el empuje hacia delante y hacia atrás para proporcionar control de guiñada; el ajuste de potencia del motor determinaba la sustentación de las turbinas (ya que las rpm de las turbinas estaban determinadas por la salida del escape de los motores J85) y la carga de la turbina; el control del alabeo se realizaba mediante la actuación diferencial de las persianas de salida de las turbinas alares.

Las prestaciones de la aeronave eran subsónicas, con alas en delta, tenía una poco usual posición de la toma de aire encima de la cabina biplaza lado a lado, y una cola en T, los inconvenientes del Vertifan eran el gran volumen y peso que ocupaba el sistema de elevación, la respuesta de control lenta y el poco margen de transición.

La aeronave tenía una tripulación de dos personas; 13,6 m de longitud; 4,5 m de altura; 9 m de envergadura; superficie alar de 24,2 m²; peso vacío de 3,4 tn; velocidad máxima operativa de 880 Km/h; velocidad crucero de 628 Km/h; alcance de 1600 Km y un techo de vuelo de 12000 m.



A finales de 1964 fueron evaluados dos XV-5A por 15 pilotos de pruebas; uno fue destruido en un accidente el 27-04-1965, durante un vuelo público de demostración, muriendo el piloto de pruebas; la investigación del accidente creía que el piloto había accionado inadvertidamente la palanca de conversión de vuelo convencional a vertical, montada inapropiadamente en el mando colectivo, que programaba automáticamente el estabilizador horizontal para forzar que la nariz bajara hasta los 45° (esto era compensado por la sustentación de la turbina de nariz), el piloto inició una eyección a baja altitud, pero el asiento estaba mal instalado, como resultado de ese accidente, la palanca de conversión fue cambiada por una palanca con bloqueo de elevación relocalizada en el panel principal de instrumentos, por delante del control de la palanca colectiva.

La aeronave era difícil de controlar durante los aterrizajes por varias razones, el control de guiñada se realizaba cambiando el ángulo de las turbinas de sustentación en direcciones opuestas, pero esto demostró estar muy lejos de proporcionar un control de guiñada preciso para el manejo a baja velocidad; las tapas de los conductos también causaban dificultades en el control, ya que incluso abrirlas a baja velocidad causaba cambios significativos en el cabeceo, el avión también sufría de una pobre aceleración.

Las pruebas y los datos promocionales propusieron una versión de rescate que podía izar a una persona hasta un compartimento detrás de los pilotos, el segundo prototipo resultó muy dañado el 5-10-1966 durante unas pruebas como aeronave de rescate, cuando una eslinga que estaba suspendida, fue tragada por una de las turbinas alares. El piloto resultó fatalmente herido como resultado de que el asiento eyectable le expulsara de la nave después de que golpeara la superficie de hormigón del aeropuerto, aunque se juzgó que la turbina realmente todavía funcionaba lo suficientemente bien como para continuar el vuelo controlado.

La segunda aeronave fue reconstruida como el modificado XV-5B, que fue utilizado por la NASA, continuando las pruebas hasta 1971; el XV-5A era de color verde y el XV-5B fue pintado con los colores de la NASA. Las turbinas no generaron el empuje que se esperaba, y la transición del vuelo vertical al horizontal era dificultosa y brusca, este avión sería uno de los últimos pilotados diseñados y construidos por Ryan.



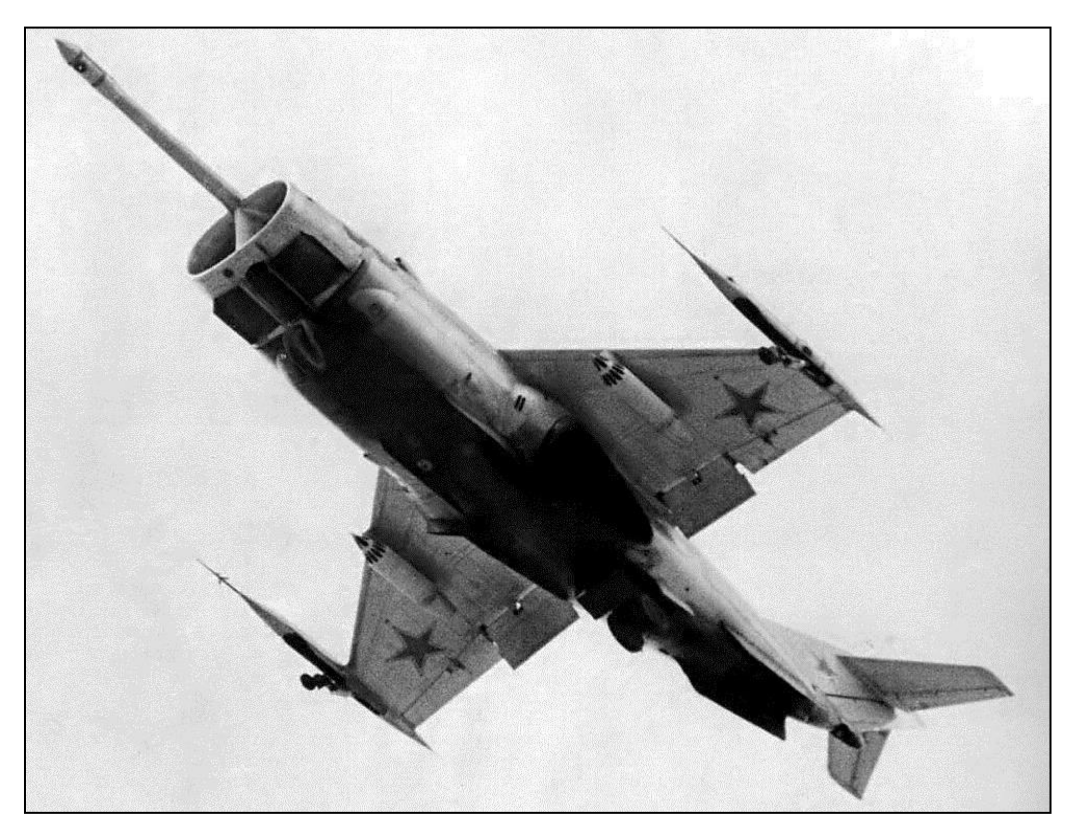
Yakovlev Yak-36 Freehand

En 1961, en respuesta a un contrato para el desarrollo de un avión de combate V/STOL de un solo asiento, Yakovlev propuso un avión bimotor con una toma de aire de nariz grande, motores en el fuselaje delantero y toberas de escape giratorias, una para cada motor en cualquiera de los dos lados del fuselaje inferior cerca del centro de gravedad; no se procedió con la versión de combate, pero se ordenaron cuatro demostradores de tecnología (inicialmente designados Izdeliye V) basados en los estudios de combate.

El avión podía llevar un solo piloto, tenía una longitud de 17 m, altura de 4,5 m; envergadura de 10 m, un área del ala de 17 m ^{2}; su peso vacío era de 5,3 tn, su velocidad máxima era de 900 Km/h, con un alcance de 370 Km y un techo de servicio de 12000 m; tenía un fuselaje semimonocasco con tren de aterrizaje tipo bicicleta, alas delta recortadas cortas de 37° de barrido en el borde de ataque, con 5° anédrico, adosadas al fuselaje en posición media; estaba propulsado por dos motores turborreactores Soyuz Tumanskiy/Khatchaturov R-27-300 sin postcombustión montados delante y debajo de la cabina.

El fuselaje estaba sustancialmente por delante de los bordes de fuga del ala, debido a que acomodaba los motores, cabina, tanques de combustible y las bahías de equipos lo más cerca posible del centro de gravedad, se estrechaba bruscamente hacia las superficies de cola en flecha con un plano de cola alto; el control de la aeronave se realizaba mediante timón, alerones y elevadores convencionales en vuelo normal y mediante purga de aire comprimido del motor soplado desde las boquillas de control en las puntas de las alas, la punta del fuselaje trasero y al final de un brazo largo que se extendía hacia adelante desde el borde superior de las tomas de aire.

Dos puntos duros debajo de las alas con capacidad de 100 Kg, podían transportar bombas, 2 cañones GSh-23L de 23 mm o cohetes, y hasta pero el avión tenía un exceso de empuje y alcance insuficientes para un uso efectivo como avión de combate.



El primer vuelo estacionario atado fue el 9-01-1963, y tuvo problemas iniciales con la reingestión de gas caliente donde los gases de escape calientes eran absorbidos nuevamente por las tomas, lo que provocaba un flujo de aire deficiente a través de los motores y pérdida de empuje, el efecto de succión del escape en el suelo (lo que hacía necesaria una mayor potencia del motor) y los problemas con los sistemas de control causaron más problemas.

Después de las modificaciones, el primer vuelo vertical libre se realizó el 23-07-1963, seguido de la primera transición completa al vuelo horizontal el 16-09-1963; el 24-03-1966, se realizó el primer vuelo completo desde la transición del despegue vertical hasta la desaceleración del vuelo horizontal, el vuelo vertical y aterrizaje vertical

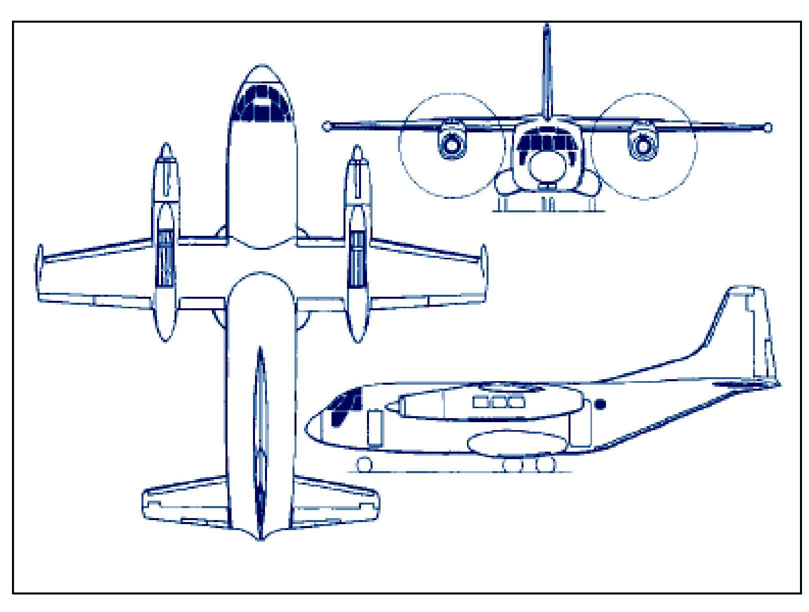
Luego de muchas pruebas, la primera presentación pública se realizó el 9-07-1967 en una exhibición aérea en el aeropuerto de Moscú- Domodedovo, con motivo del 50° aniversario de la Revolución de Octubre; después de los prometedores resultados obtenidos del programa de pruebas de vuelo, el siguiente paso fue el desarrollo del avión Yak-36M que voló por primera vez en 1970.





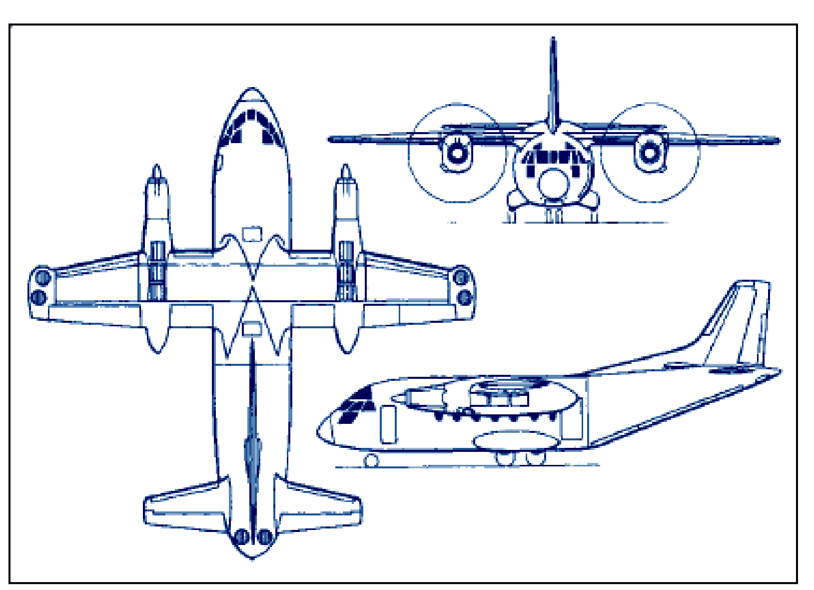
Fiat G.222 VSTOL

En 1961, fue emitido el Requisito Militar Básico de la OTAN, donde buscaba desarrollar una aeronave V/STOL capaz de transportar 5 tn de carga a una velocidad de 500 Km/h y que tuviera un radio de acción de 1600 Km.



En este requerimiento se establecieron especificaciones que deberían ser cumplidas por aquellas firmas interesadas en participar del mismo, estaba contemplado que el preso bruto de la aeronave debería ser de 31,7 tn y las dimensiones de la cabina de carga deberían ser 9,1 m de longitud, 2,68 m de ancho y una altura de 2,5 m.

Las limitaciones de la tecnología de ese momento sumado a que Estados Unidos retiró su apoyo, dieron por tierra este requerimiento, obligando a que la OTAN lanzara el requerimiento NBMR22, por lo que la carga útil se reduciría a 4 tn y el radio de acción disminuiría a 482 Km.



Fiat decide participar con el proyecto G.222 Cervino, inicialmente diseñó una aeronave ala alta con un fuselaje de sección rectangular en cuya parte posterior disponía de una rampa para carga y descarga, su interior podía alojar 40 soldados totalmente equipados, 32 paracaidistas o 3 vehículos pequeños; como planta propulsora se contempló el empleo de 2 motores Rolls-Royce Dart-10 que serían asistidos por un sistema de 6 reactores Rolls-Royce RB.162-31.

El 12-07-1962 Fiat, la AMI (Aeronautica Militare Italiana) y las principales empresas aeroespaciales italianas (Aerfer, SIAI Marchetti, Piaggio, Agusta y Aermacchi) acordaron un plan industrial que los incluyó en el proceso de la construcción del G.222 Cervino; la AMI, principal interesada en este proyecto, se comprometió a financiar su desarrollo y tras llevarse a cabo evaluaciones entre la FIAT, la AMI y el Esercito Italiano, donde se estudiaron las cargas a transportar y misiones a efectuar con esta aeronave, se estableció la necesidad de adoptar un fuselaje de sección circular, este además de mejorar la aerodinámica permitiría una futura presurización y los reactores de apoyo inicialmente previstos fueron reemplazados por dos turbofans y dos toberas horizontales propulsadas por los gases de escape situadas delante de cada puntera alar.

Fiat continuó su desarrollo presentando tres propuestas diferentes, una VSTOL, STOL y CTOL (Conventional Take Off and Landing) conceptos que diferían entre sí por la planta propulsora, peso y performance; finalmente en 1966 la AMI firma el contrato por dos prototipos de la versión CTOL, dejando de lado la versión VSTOL.

EWR VJ (Versuchsjäger)-101C

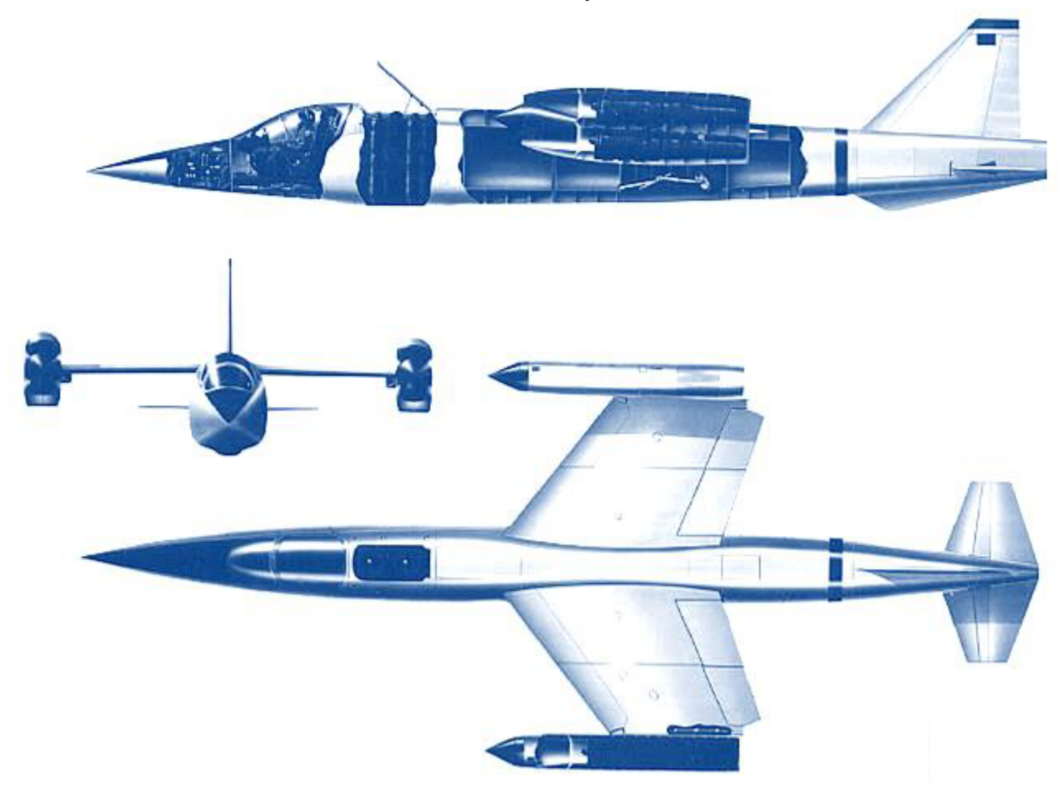
Heinkel y Messerschmitt junto a Bölkow crearon una empresa conjunta llamada EWR para desarrollar y fabricar un avión de combate supersónico propulsado por el motor Rolls-Royce/MAN RB.153, el objetivo era que el VJ 101 eventualmente se desarrollara como la base para un sucesor del interceptor Lockheed F-104G Starfighter de la Fuerza Aérea Alemana.

A finales de 1960, EWR presenta su concepto VJ-101D al Ministerio Federal de Defensa de Alemania (BMVg), después de realizar una revisión de la propuesta, la BMVg decide emitir un pedido de 2 aeronaves experimentales con el fin de evaluar su capacidad para cumplir con el requisito de interceptor permanente.

En consecuencia, se desarrollaron los aviones prototipo conocidos como VJ 101C X-1 y X-2; el X-1 debía estar equipado con una disposición de 6 motores RB.145, 2 montados verticalmente en el fuselaje para sustentación y 4 dentro de las góndolas giratorias; el X-2 debía tener los motores giratorios equipados con un dispositivo de poscombustión, para permitir que la aeronave alcanzara su velocidad de diseño de Mach 1,8.

El VJ 101C tenía algunas similitudes en apariencia con el Bell XF-109, ambos aviones tenían una configuración comparable en términos de poseer motores emparejados instalados dentro de góndolas giratorias ubicadas en las puntas de las alas; además de estos motores, se instalaron dos chorros de elevación más dentro del fuselaje, que funcionaron para complementar los motores principales durante el vuelo estacionario.

Tenía un sistema de control de vuelo electrónico, conocido como fly-by-wire; se comprendió que sería de vital importancia mantener la capacidad de control durante la fase de vuelo estacionario, en particular la capacidad de respuesta de los motores y el aumento de la estabilidad de la aeronave; los sistemas de control, desarrollados por la empresa Honeywell y la empresa alemana Bodenseewerk, realizaron varias funciones en todo el régimen de vuelo, incluido el control de actitud durante el vuelo estacionario y la transición del vuelo estacionario al vuelo horizontal



Para probar el concepto de propulsión, EWR produjo una plataforma de prueba llamada Wippe, el dispositivo incorporaba una cabina fijada sobre una viga horizontal, que tenía un motor de elevación montado verticalmente en el centro con el fin de realizar pruebas preliminares de un solo eje del sistema de control.

Posteriormente se ensambló una plataforma flotante que tenía el fuselaje del VJ 101C junto con 3 motores Rolls-Royce RB.108 instalados en las posiciones aproximadas que ocuparían en la versión final con capacidad de vuelo; en marzo de 1962, la nueva plataforma realizó su primer vuelo libre con éxito, las pruebas adicionales realizadas con una piel de tela para simular el fuselaje y las alas también resultaron exitosas, habiendo demostrado un control satisfactorio en todas las estaciones y condiciones climáticas.



Aunque los motores de la góndola eran capaces de producir el empuje adecuado para permitir que la aeronave se mantuviera suspendida solo con empuje seco, las preocupaciones sobre la suavidad de la transición del empuje seco al recalentamiento llevaron a que se aprobara un requisito para que la aeronave tuviera la capacidad de despegar verticalmente bajo recalentamiento, esto requirió la adopción de una tubería de recalentamiento muy corta para proporcionar la distancia al suelo necesaria, los motores recalentados presentaban una boquilla de dos posiciones, que podía cambiar entre recalentar y no recalentar; el conducto de entrada también se podía mover hacia adelante cuando la aeronave se movía a baja velocidad o durante un vuelo estacionario, lo que abría una entrada de aire auxiliar.

El prototipo VJ 101C X-1 realizó su primer vuelo estacionario el 10-04-1963; el 20-09-1963 tuvo lugar la primer transición de vuelo estacionario a vuelo horizontal; el 3-05-1964 se exhibió públicamente por primera vez en el Salón Aeronáutico de Hannover y realizó un total de 40 vuelos aerodinámicos, 24 vuelos estacionarios y 14 transiciones completas; el 14-09-1964, un defecto en el piloto automático hizo que el X-1 se estrellara.

El segundo prototipo, el VJ 191C X-2, realizó su primer vuelo el 12-06-1965; el 22-10-1965, realizó transiciones exitosas con un nuevo sistema de piloto automático instalado, las pruebas continuaron posteriormente, que a diferencia del X-1 estaba equipado con dispositivos de poscombustión, sufrió problemas de alta temperatura y erosión, y se estrelló cuando ingirió gases de escape calientes que generaron una pérdida de empuje significativa al intentar aterrizar en una plataforma elevada, el proyecto se canceló en 1968, y se abandonó el diseño de la góndola giratoria.

El VJ 101D no tenía los motores montados en las puntas de las alas, pero mantenía el concepto de propulsión de sustentación más sustentación/crucero, su uso de 5 motores de elevación RB.162 y 2 motores de elevación/crucero RB.153 de fuselaje trasero (con deflectores de empuje internos) fue muy complejo y se canceló después de que comenzaran las pruebas del motor.


D-9517
VJ101C-X1


D-9518
VJ101C-X2

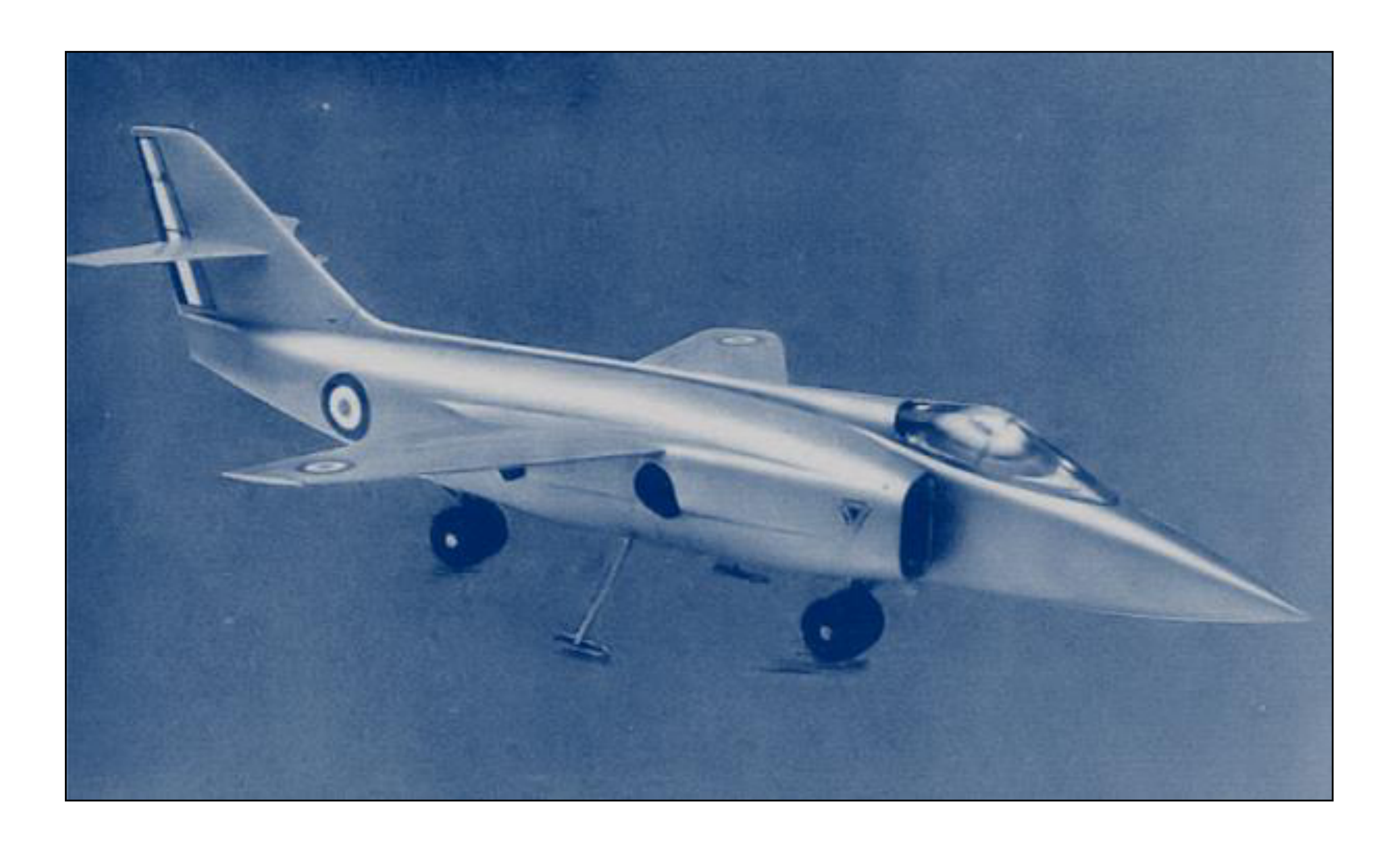
Dassault MD.610 Cavalier

Dassault estaba al tanto de los progresos realizados por Hawker con el P.1127 e inspirados por dicho diseño desarrollaron un estudio bajo la denominación MD.610 Cavalier; este avión de características generales similares al del avión británico llevaría un motor Pegasus BE.53-8 instalado en el medio del fuselaje, con dos tomas de aire semicirculares a los lados y detrás de la cabina, las toberas vectoriales estarían dos a cada lado del fuselaje.

Las alas tendrían una configuración de flecha y a diferencia del P.1127, el MD.610 tendría unos planos de cola cruciformes, el tren de aterrizaje era biciclo con una particularidad, en el P.1127 dos trenes auxiliares en los extremos de las alas mantenían al avión estable; pero en el caso del Cavalier, Dassault prefirió utilizar dos patines que salían del centro del fuselaje.

Dassault estudió dos alternativas a este diseño denominadas MD.620 y MD.630; donde se investigó el uso de motores alternativos, en el prototipo MD-620 se utilizaría un turborreactor Rolls-Royce RB-165 para el vuelo horizontal y 4 motores Rolls-Royce RB-153 como motores de sustentación (en esta versión el tren de aterrizaje sería triciclo (con ruedas duales en el tren principal), el MD.630 tendría 2 motores Rolls Royce RB-165, equipados con toberas vectoriales, para vuelo horizontal y transición y 2 motores RB-162 como motores de sustentación.

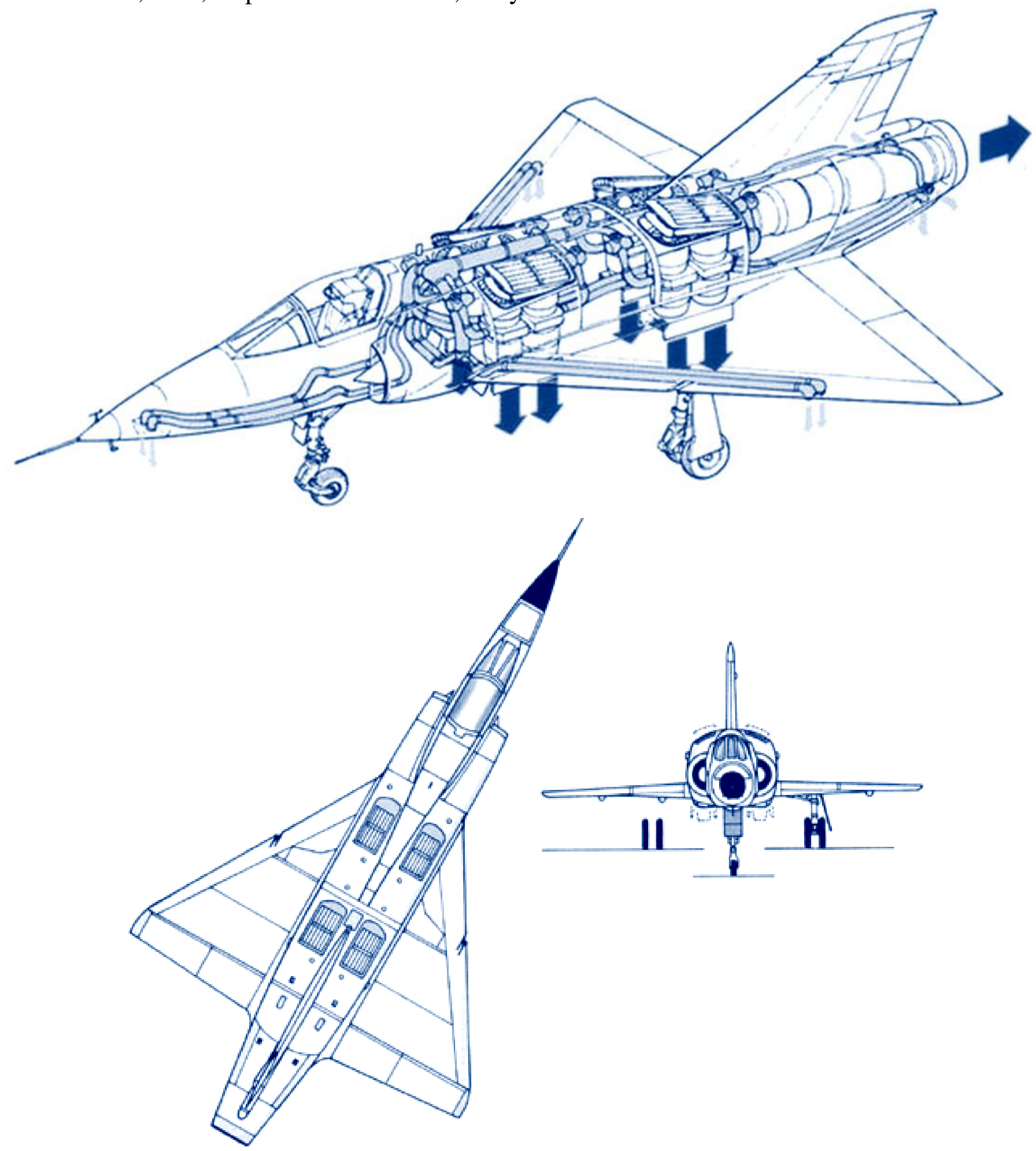
Dassault presentó el MD-610 Cavalier a la Fuerza Aérea Francesa y fue rechazado por dos razones, el avión no era supersónico y al ser monomotor tenía pocas posibilidades de supervivencia; por lo que abandona el diseño y presenta nuevas aeronaves VSTOL.



Dassault Balzac V

En 1962 la fábrica aeronáutica francesa Dassault Aviation modificó el primer prototipo del Mirage-III para que sirviera como banco de pruebas VTOL provisional, para ese cometido, se instalaron 8 motores de elevación Rolls-Royce RB-108; el motor de propulsión Snecma Atar G.2 del Mirage-III fue reemplazado por un motor Bristol Siddeley Orpheus BOr 3 sin postcombustión; los motores de elevación se agruparon en pares en tándem alrededor del centro de gravedad de la aeronave, a cada lado del conducto de admisión del motor de propulsión, con cada par en una fila separados por las distancias entre ejes del tren de rodaje principal.

El avión tenía una tripulación de una persona; 13 m de longitud; 4,6 m de altura, su envergadura era de 7,3 m; el área del ala era de 27,2 m2; su peso vacío era de 6,1 tn y alcanzaba una velocidad máxima de 1104 Km/h.







Realizó su primer vuelo atado el 12-10-1962 y logró el primer vuelo estacionario libre el 18-10-1962, a primera transición acelerada del despegue vertical al vuelo horizontal tuvo lugar en su vuelo N° 17 el 18-03-1963.

En su vuelo N° 125, el 10-01-1964, se estrelló durante un vuelo estacionario a baja altitud, durante un descenso vertical, la aeronave experimentó oscilaciones divergentes incontrolables del ala, y el ala finalmente golpeó el suelo en un ángulo agudo, volcando debido al continuo empuje del motor de sustentación; la caída se atribuyó a la pérdida de control debido a que se excedieron los límites de estabilización de los tubos de soplado del sistema de autoestabilización de tres ejes en rollo; aunque el daño de la estructura del avión fue relativamente leve, el piloto de pruebas no se expulsó y murió en el accidente.

La aeronave fue reconstruida y reanudó las pruebas de vuelo el 2-02-1965; el 8-09-1965, el avión sufrió otro accidente fatal, una vez más mientras volaba a baja altitud; en esa ocasión era evaluado por el comandante de la USAF como parte de un intercambio de información franco-estadounidense sobre los programas VTOL, el piloto realizó una eyección fallida fuera de la envolvente de escape del asiento eyectable, esta vez, los resultados de la investigación del accidente nunca se hicieron públicos.

Se especuló que las dificultades de control hidráulico junto con el uso excesivo de los motores de elevación dieron como resultado la falta de combustible y el apagado de los 9 motores, el daño no fue irreparable, pero esta vez, el avión no fue reconstruido, ya que el desarrollo de vuelo del prototipo Mirage-III V ya estaba en marcha.



Dassault Mirage-III V

El Balzac V llevó al Mirage-III V, siendo este último dos veces más grande que el primero, con una tripulación de un solo piloto, tenía una longitud de 16,30 m; una envergadura de 8,80 m y pesaba vacío 6,7 tn; se construyeron dos ejemplares; era muy similar al Mirage-III, pero contaba con un fuselaje más largo y unas alas más grandes, estaba equipado con 9 motores, un SNECMA-Pratt & Whitney JTF10 turbofán como motor principal; designado TF-104 y 8 motores Rolls-Royce RB162-1 para despegues verticales, montados a pares verticalmente en la línea central del fuselaje.

La primer prueba de vuelo se realizó en febrero de 1965; antes de que el primer prototipo realizara su primera transición en vuelo en 1966, el motor TF-104 fue reemplazado por una versión mejorada del TF-106, y más tarde alcanzaría la velocidad de 1600 Km/h.

El segundo prototipo fue equipado con un motor TF-306 y realizó su primer vuelo en junio de 1966, en septiembre de ese mismo año alcanzó la velocidad de Mach 2518 Km/h a nivel de suelo; más tarde se perdería en un accidente ocurrido el 28-11-1966.

Los 8 motores no dejaban mucho espacio para el combustible y un piloto de la USAF que lo pudo probar, tuvo que eyectarse, destruyendo uno de los dos aviones durante las operaciones de baja velocidad y vuelo estacionario, el Mirage-III V nunca pudo realizar un vuelo en el que realizara un despegue vertical y después alcanzara velocidades supersónicas, la pérdida del segundo prototipo terminó condenando el programa, eliminando cualquier perspectiva de un caza supersónico de despegue vertical.



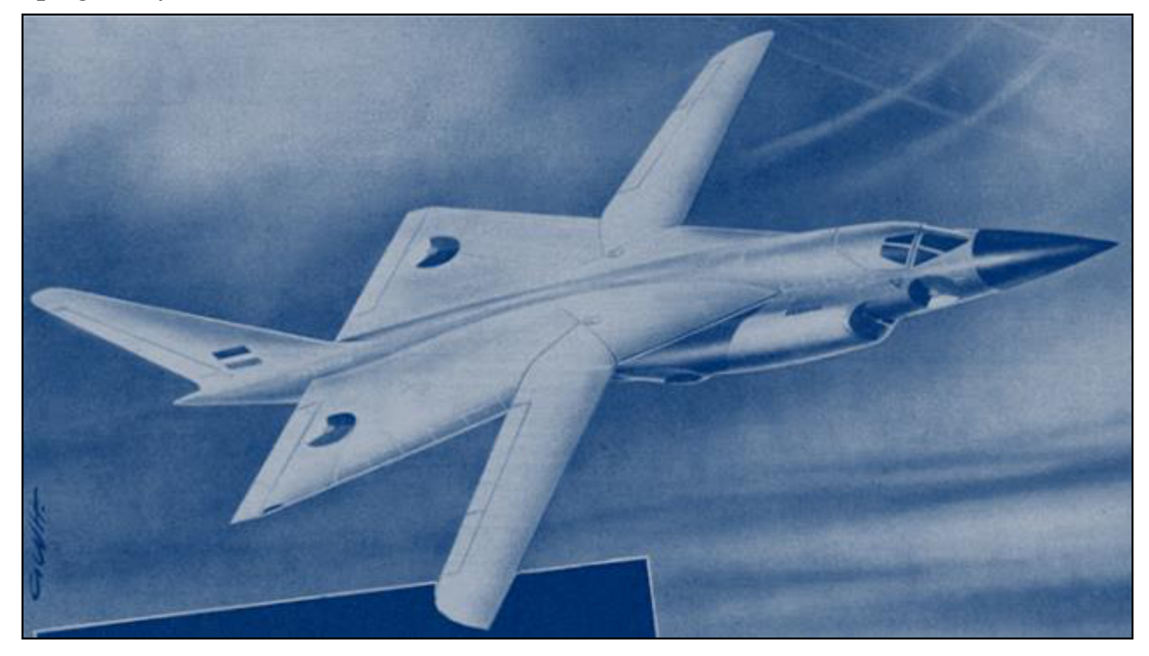


Fokker-Republic D-24 Alliance

En enero de 1962 el Requisito Militar Básico-3, documento producido por un comité de la OTAN detallaba la especificación de los futuros diseños de aviones de combate; el requisito era para aeronaves en dos grupos de rendimiento, aviones de combate supersónicos y aviones caza-bombardero subsónicos, los requisitos establecieron específicamente la necesidad de un rendimiento VSTOL, ya que el temor contemporáneo era que los aeródromos pudieran ser invadidos o inhabilitados a través de acciones hostiles del Bloque del Este y que se necesitarían bases de operaciones dispersas; para este objetivo se invitó a las empresas de fabricación de aeronaves de países europeos a presentar diseños; Republic tenía cierta experiencia en el diseño VTOL, y decide asociarse a la fábrica holandesa Fokker para presentar un diseño conjunto; Republic había comprado parte del paquete accionario de Fokker y veía en este programa la oportunidad para volver a los contratos militares y se estableció una división VTOL en la sede de Fokker en Ámsterdam.

El avión llevaría a un solo piloto como tripulación, sería propulsada por un motor turbofan de empuje vectorial Bristol Siddeley BS.100; llegaría a una velocidad máxima de 1800 Km/h al nivel del mar, con un alcance de 4828 Km y un techo de servicio de 21300 m; tenía un ala delta de implantación alta con una flecha de 70º, minimizando los efectos de carga aerodinámica de las ráfagas de viento en vuelo supersónico a cotas por debajo de los 160 m; asimismo esta configuración también era ideal para grandes altitudes y vuelo supersónico.

Las alas auxiliares se desplegaban para aumentar la sustentación a bajas velocidades, reduciendo la velocidad de entrada en perdida durante la transición de vuelo vertical a horizontal, junto con una buena tasa de planeo para crucero subsónico a nivel del mar o en altitud y buenas características STOL, tenían dos posiciones, con una flecha de casi 0º en su posición más abierta, estando abisagradas en el punto de unión con el fuselaje; asimismo contaban con alerones, dejando los elevones del ala delta para que actuaran solo como alerones; lo que redundaba en un mejor control a bajas velocidades, el despliegue y repliegue de las alas auxiliares estaba controlado por dos actuadores cada uno con su sistema de alimentación hidráulico independiente, evitando la operación asimétrica de estas superficies. Según las estimaciones del fabricante, el despliegue o repliegue de estas tomaría unos 25 segundos, un conjunto de grampas las mantendrían en su posición y completamente niveladas con los bordes de ataque del conjunto alar fijo. En caso de una falla hidráulica, podría aterrizar en una pista convencional con las alas auxiliares plegadas y trabadas



Fokker-Republic, aseguraba que todo el mecanismo de las alas pesaba alrededor de 680 Kg; otro de los puntos era que el mecanismo de plegado de las alas sería muy confiable, Republic ya había tomado la decisión (incluso antes de contactar a Fokker) de utilizar un motor con empuje vectorial debido a que ofrecía mejor performance en una variedad de regímenes a máxima potencia, además se esperaba que la aeronave pudiese cumplir con sus misiones a velocidad supersónica, haciéndola una aeronave más versátil.

Desde el inicio del proyecto, Bristol Siddeley trabajó de manera muy estrecha con el equipo Fokker-Republic, siendo el motor BS.100/3 el elegido y contaba con un sistema llamado Plenum Chamber Burning (PCB) similar al postquemador, solo que se inyectaba combustible en el aire derivado del fan y que descargaba por el par de tobera delanteras (tecnología difícil de desarrollar ya que la combustión debía realizarse en los conductos entre la salida del fan y la entrada a la tobera vectorial a una presión y temperatura mucho menor que la de un posquemador tradicional).

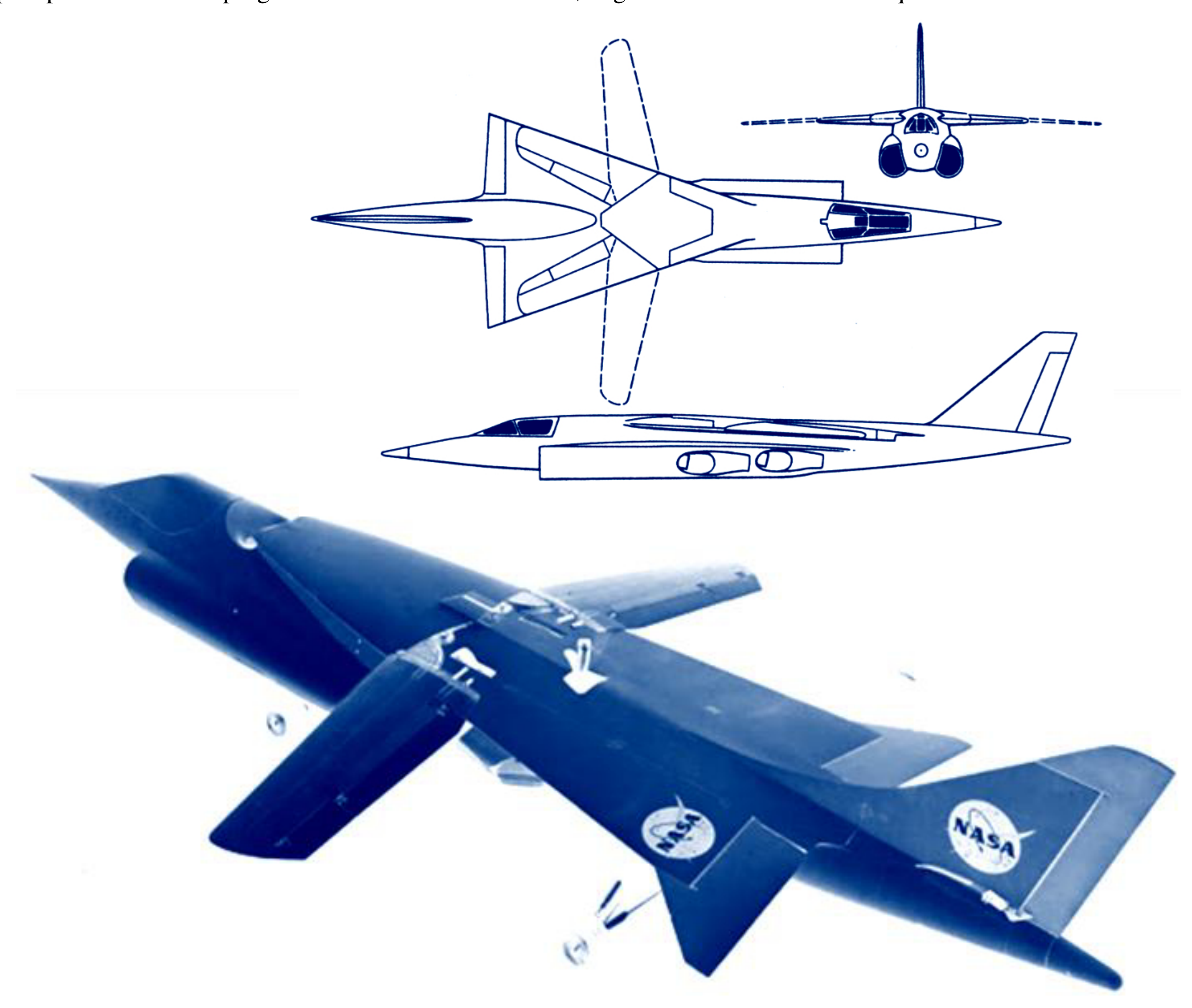
El motor estaría instalado en el centro del fuselaje, debajo del ala; para facilitar su mantenimiento, podía ser removido y extraído por debajo de la aeronave, para obtener un consumo específico de combustible más baja a alta velocidad y baja altitud, el BS.100/3 combinaría una tasa de compresión más alta y un índice de derivación más bajo que el motor Pegasus (utilizado en el Hawker P.1154) también había previsiones para un sistema de inyección de agua en la cámara de combustión para compensar la perdida de empuje en climas cálidos, dos tomas de aire con ubicadas debajo de la cabina y a los lados del fuselaje proveerían el aire; su peso en vacío era de alrededor de 9,7 tn y con una carga bélica en el orden de las 2,2 tn y estaría equipado con un sistema automático de estabilización en vuelo VTOL, un radar Doppler, uno de barrido lateral y un equipo de IR, adicionalmente, contaba con 5 puntos de armas, 3 en el fuselaje y 2 en el ala delta fija, que alternativamente podían llevar tanques de combustible, junto con una estación adicional ubicada detrás de la cabina (solo para combustible).



El Comité de Evaluación hizo una preselección dejando cuatro ofertas, el Dassault Mirage-IIIV, el BAC 584, el Hawker P.1154 y el Fokker-Republic D-24 Alliance.

En mayo de 1962, el Comité concluyó que el Hawker P.1154 era técnicamente superior, pero considerando la financiación y las posibilidades de coparticipación industrial, el Mirage-IIIV era una oferta más interesante; la OTAN no estaba en condiciones de financiar el proyecto ganador, por lo tanto dejó la decisión final a cada uno de los países miembros; ninguno de los países participantes quiso acercar posiciones y todo el concepto quedaría en el olvido.

Finalmente Fokker-Republic crearon un modelo a escala que hoy esta preservado en un museo de Holanda, la NASA evaluó en un túnel de viento otro de los modelos de este avión, y Republic por su parte, tomó el concepto, modificó el diseño y sacó la capacidad VTOL, agregó un segundo tripulante en la cabina y revisó la aerodinámica para presentarlo en el programa TFX de Estados Unidos, llegando a desarrollar una maqueta a escala natural.



Fiat G.95

El proyecto Fiat G.95 nació como parte del programa de la OTAN de 1962 destinado a reemplazar el Fiat G.91 con un avión capaz de operar sin necesidad de largas pistas de despegue, que se pensaba que había sido uno de los primeros objetivos de una hipotética agresión soviética a Europa en el contexto de la Guerra Fría, por ese motivo Fiat creó varias versiones de esta aeronave.

El primer diseño de Fiat usaba un solo motor de crucero, lo que permitía la misma instalación que el G.91 y un fuselaje trasero idéntico, pero esto se complementó con dos pequeños motores turborreactores que estaban colocados justo delante del centro de gravedad para proporcionar una capacidad de despegue y aterrizaje cortos (STOL) pero no eran capaces de operaciones verticales, este concepto utilizó entradas bifurcadas y una sección de nariz ojival, las versiones posteriores del G.95 variaron ampliamente en la forma en planta y el esquema de propulsión y fueron diseñadas para ser capaces de realizar operaciones V/STOL.

El G.95/3 usaría dos pares de motores de elevación, un par hacia adelante y un par hacia atrás, así como dos motores de elevación/crucero capaces de desviar su escape de vertical (para complementar los motores de elevación para operaciones verticales) a horizontal (para crucero), a diferencia de los otros diseños G.95, el G.95/3 tenía una cola en T.

El G.95/6, derivado del G.95/3, estaba propulsado por 6 motores de elevación y 2 motores de crucero con postcombustión, lo que permitía que la aeronave alcanzara una gran velocidad a media altitud; se consideró que la ubicación de los motores y el ala alta permitían una distribución favorable del flujo de los motores de elevación al tiempo que reducían los efectos negativos del suelo; el tren de aterrizaje fue diseñado con puntales articulados de largo recorrido y alta absorción de energía para aterrizajes de emergencia y la posibilidad de operaciones STOL desde terrenos semipreparados.

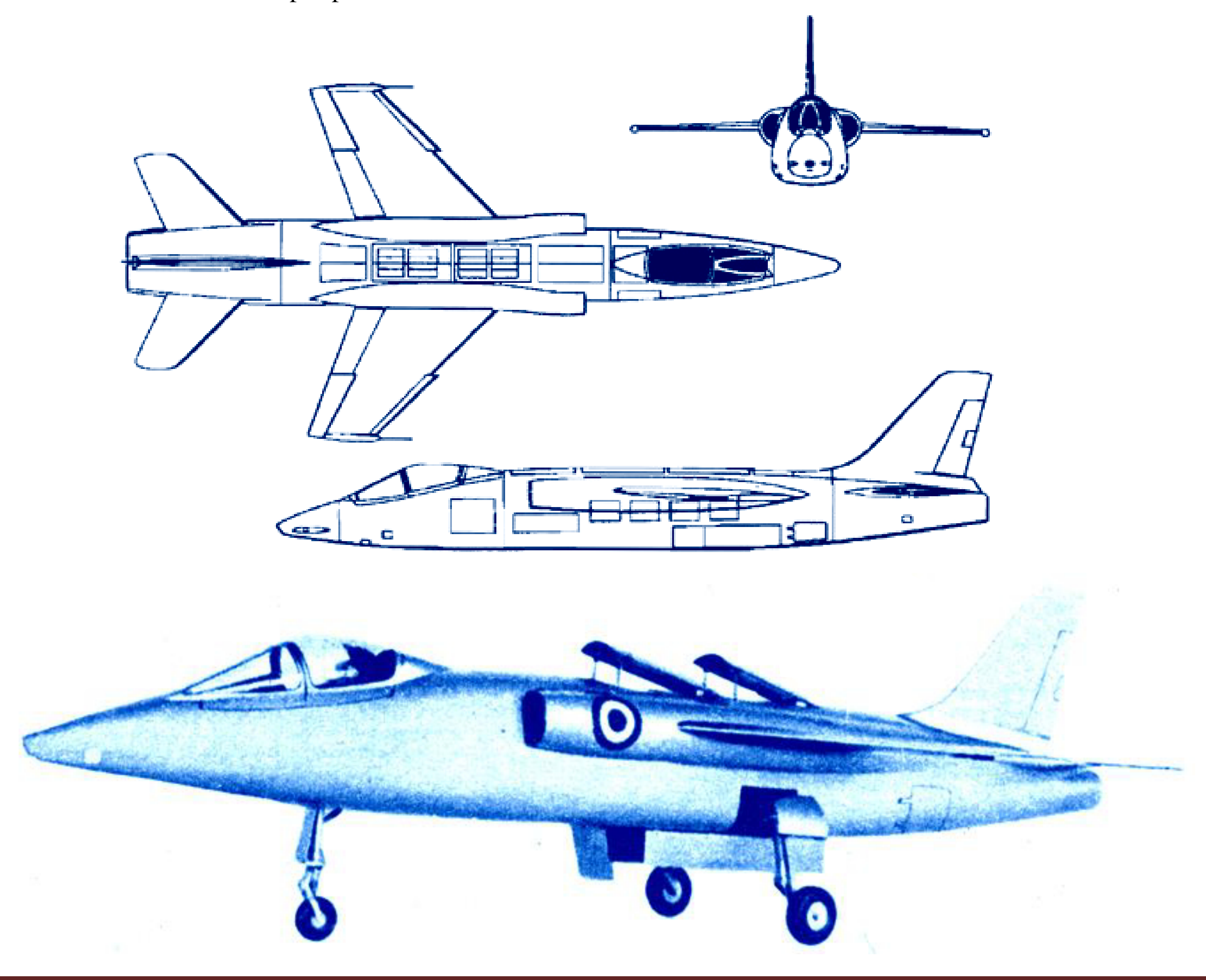
La capacidad de aterrizar a altas velocidades de toma de contacto, la posibilidad de controlar por separado los dos grupos de motores de elevación y la aplicación instantánea de la tasa de energía máxima en caso de que uno de los motores de elevación fallara durante el despegue o el aterrizaje tenían como objetivo maximizar la seguridad del piloto.



Entre 1962 y 1963, Fiat comenzó a estudiar una versión reducida del G.95/6, denominada G.95/4 y la variante de reconocimiento G.95/4A, financiado por el Ministerio del Aire italiano.

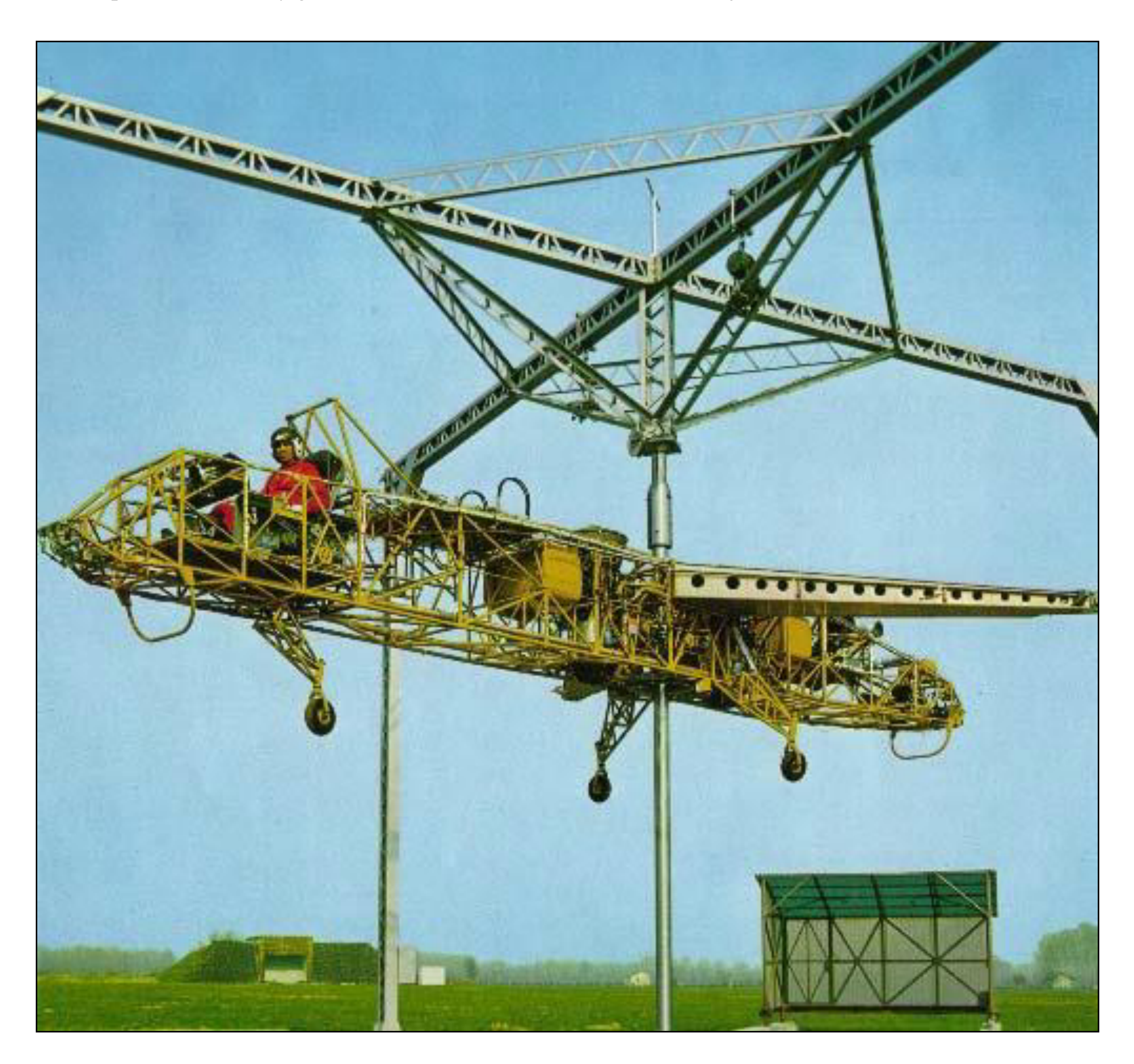
El Fiat G.95/4 tendría una longitud de 14 m; 4,60 m de altura y una envergadura de 6,62 m, llevaría inicialmente 2 motores turborreactores General Electric J85-GE-15 y 4 motores de elevación Rolls-Royce RB.162-31 con toberas giratorias, el peso de despegue VTOL estaba en las 7,2 tn para el G.95/4 y 7,98 tn para el G.95/4A; luego de conversaciones con el gobierno alemán, los italianos acordaron que si se seleccionaba el G.95/4, los motores General Electric J85-GE-15 serían reemplazados por motores RB.153-61, versión del motor RB.153 desarrollado conjuntamente por Rolls-Royce y la empresa alemana MAN.

El Fiat G.95/4 usaría aire de purga del compresor de cada uno de los 4 motores de elevación y los 2 motores de crucero para proporcionar aire a alta presión a los chorros de aire del sistema de control de reacción en la punta de la nariz y las alas de la aeronave para lograr estabilidad durante los regímenes de vuelo estacionario y de elevación motorizada; las tuberías de alta presión estaban interconectadas para mantener el control en caso de que fallara uno de los motores; las puertas y las persianas se cerrarían durante el vuelo de crucero; los escapes del motor de elevación estarían cubiertos por puertas ventrales en la orientación axial.



Fiat también construyó un simulador para permitir trabajos de investigación sobre el comportamiento de las aeronaves en vuelo estacionario, así como para estudiar la respuesta dinámica, la plataforma flotante usaba dos motores de elevación Rolls-Royce R.B.108 y estaba suspendida de un pórtico sobre una superficie enrejada (para minimizar la reingestión de gas caliente).

El aire de purga del compresor de los motores de elevación proporcionaba control de actitud a través de chorros de aire en las puntas de las alas y en ambos extremos del fuselaje, el piloto se sentaba en el extremo delantero en una cabina y las características de la plataforma, los momentos de inercia y control, peso y las dimensiones, se hicieron lo más dinámicamente similar posible al concepto G.95/4, era capaz de desplazarse verticalmente, girar 360º en el plano horizontal y girar de forma limitada sobre los otros dos ejes.



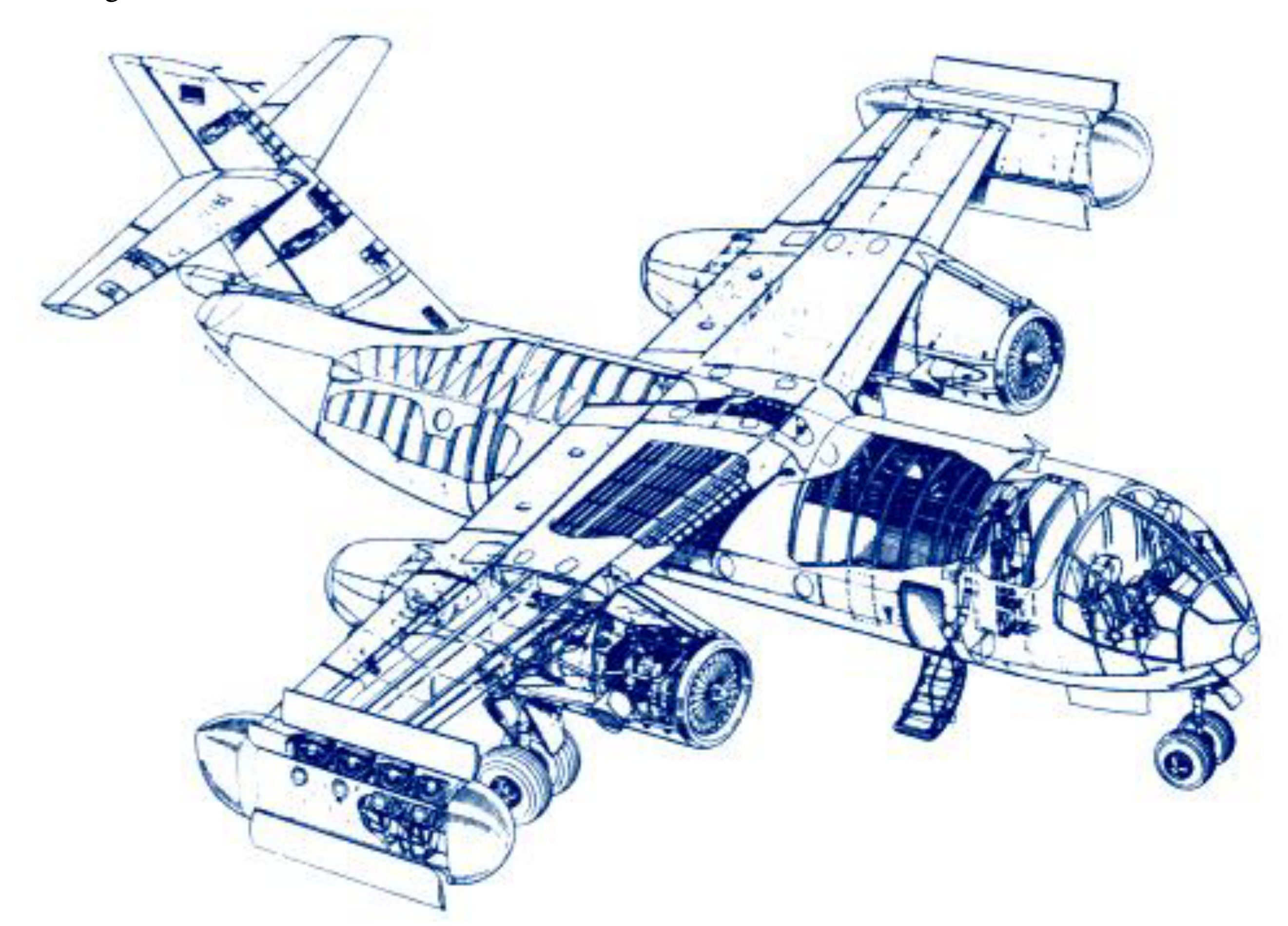
Dornier Do 31

El lanzamiento formal del programa Do 31 con la emisión de un contrato de desarrollo del gobierno de Alemania Occidental fue en 1962, y en 1964, Dornier comenzó, construyendo un total de tres prototipos de prueba, siendo estos los aviones experimentales E-1, E-2 y E-3.

El prototipo E-1 estaba propulsado solo por los motores Pegasus, habiendo sido diseñado para probar el vuelo horizontal, el prototipo E-2 era un fuselaje de prueba estática y nunca voló, el prototipo E-3 estaba equipado con motores de elevación Bristol Pegasus y motores Rolls Royce RB-162, con la intención de evaluar el modo de vuelo vertical del diseño.

Los aviones tenían una tripulación de dos pilotos; longitud de 20,53 m; altura de 8,53 m; envergadura de 18 m; su área del ala era de 57 m^2; peso de 22,4 tn, podía llegar a una velocidad de crucero de 650 Km/h; su alcance era de 1800 Km con un techo de servicio de 10700 m; podía llevar 36 efectivos o 24 camillas y 3,5 tn de carga útil.

El diseño del Do 31 dependía en gran medida de la configuración de su motor, Dornier había optado por la incorporación del motor turboventilador de empuje vectorial Bristol Pegasus de fabricación británica, en el Do 31, se alojaron dos motores Pegasus en cada una de las dos góndolas internas; durante la fase vertical del vuelo, una disposición de cuatro motores de elevación Rolls-Royce RB.162 montados verticalmente ubicados en cada una de las góndolas exteriores proporcionó sustentación adicional; al montar los motores en vainas, el fuselaje podía acomodar una bodega de gran capacidad para almacenar carga, a la que se accedía principalmente a través de una rampa de carga orientada hacia atrás.



Los primeros diseños del Do 31 usaban más de 4 motores Rolls-Royce RB.162; la disponibilidad de versiones más potentes del motor Pegasus permitió la reducción a 4 motores de elevación suplementarios, debido a que los motores estaban colocados en góndolas, el motor Pegasus tuvo que ser modificado especialmente.

Más allá de proporcionar sustentación y control adecuados, otros factores influyeron en el sistema de propulsión, el ruido era una preocupación considerable, particularmente porque la frecuencia crítica de la estructura del avión era cercana a la que generaban naturalmente los motores de elevación; la reingestión de gases de escape calientes fue otra área crítica, complicada por la generación de 16 fuentes de gas durante el vuelo estacionario vertical (12 de las cuales estaban calientes).

Luego de un intenso estudio durante la fase de desarrollo de pruebas de vuelo, se determinó que colocar las boquillas en un ángulo de 85°, en lugar de 90°, era suficiente para evitar problemas durante el despegue, mientras que no se observaron tales problemas durante los aterrizajes; también se probaron varios tipos diferentes de tomas de aire, tanto para evitar problemas de ingestión como para el arranque irregular de los motores de los ascensores, y se extrajo aire sangrado de los motores Pegasus a los motores de los ascensores como una medida para abordar los problemas de ingestión, mientras que se realizaron estudios sobre los efectos de la erosión del suelo.



El 10-02-1967, el primer prototipo (E-1) realizó su primer vuelo, propulsado únicamente por los dos motores Pegasus, en julio de 1967, el tercer prototipo (E-3), que estaba equipado con 10 motores, realizó el primer vuelo estacionario y en diciembre de 1967, se realizaron con éxito transiciones hacia adelante y hacia atrás entre las fases de vuelo vertical y horizontal.

El 28-03-1968 se realizó el primer vuelo con múltiples transiciones, aunque se encontraron algunos problemas iniciales, la confianza en la aeronave creció rápidamente, a medida que se exploraba la envolvente de vuelo, el piloto de pruebas realizó varias maniobras exploratorias, en una ocasión voló deliberadamente hacia atrás para demostrar que se podía hacer y en otra realizó un giro de tonel.

Buscando obtener publicidad para su nuevo avión, Dornier voló uno de los prototipos en el Salón Aeronáutico de París de 1969, el vuelo en ferry para llegar al evento estableció múltiples récords mundiales de la Fédération Aéronautique Internationale (FAI) para ese tipo de aeronaves

El Do 31 fue el primer, y hasta ahora único, transporte a reacción de tipo VSTOL; en abril de 1970, se anunció que el proyecto había terminado, aunque el Do 31 realizó su último vuelo público el 4-05-1970 en la Internationale Luft-und Raumfahrtausstellung (ILA) en Hannover.

Uno de los factores que contribuyeron a la cancelación del Do 31 fue la resistencia y el peso relativamente grandes impuestos por las cápsulas de los motores de elevación, que reducían tanto la carga útil, como el alcance, en comparación con los aviones de transporte convencionales; el gobierno alemán notó la falta de compromiso por parte de otros países de la OTAN y no estaba dispuesto a contribuir solo a las necesidades de requisitos de alta financiación para un desarrollo a gran escala.

Durante una etapa posterior de desarrollo, Dornier planeó prescindir de las góndolas exteriores del Do 31 y sus motores; en su lugar, se habrían adoptado motores turbofan Rolls-Royce RB.153 más grandes, una vez que este motor estuviera disponible, también exploró un desarrollo adicional del Do 31, denominado Do 131 propulsado por 12 o 14 jets de elevación; sin embargo, nunca se construyó ningún prototipo de esta variante.



Piasecki 16H Pathfinder

Fue un desarrollo privado entre Piasecki, el US Army y la US Navy con una tripulación de dos pilotos y una capacidad de hasta 6 pasajeros; su longitud era de 11,4 m; 3,45 m de altura y una envergadura de 10 m; pesaba vacío 2,16 tn; tenía una velocidad de crucero de 280 Km/h y una velocidad máxima de 370 Km/h; un alcance de 1530 Km y un techo de servicio de 5700 m; originalmente estaba propulsado por un motor turboeje Pratt & Whitney PT6B-2; el motor impulsaba un rotor de tres palas completamente articulado de 13 m y una hélice con conductos de tres palas en la cola denominada cola de anillo para proporcionar empuje hacia adelante y control direccional y antitorsión con cuatro paletas; tenía las cualidades de manejo de un helicóptero convencional, pero usó sus alas y su hélice de empuje para descargar el rotor y aumentar su velocidad máxima de avance .

Se diseñaron cuatro versiones, el Piasecki 16H-1 Pathfinder, con el motor P&W PT6B-2 y realizó su primer vuelo el 21-02-1962, acumulando 185 hrs de vuelo antes de mayo de 1964; luego se contrató a Piasecki para probar una modificación de alta velocidad (Piasecki 16H-1A Pathfinder II) equipado con un motor turboeje General Electric T58-GE-8, un nuevo sistema de transmisión y hélice para manejar el aumento de potencia.

El tamaño del rotor se incrementó y el fuselaje se estiró para acomodar 8 asientos, las pruebas de vuelo se reanudaron el 15-11-1965, acumulando más de 40 hrs de vuelo en mayo de 1966; más tarde, fue redesignado como Piasecki 16H-1C Pathfinder III, cuando el motor se actualizó a un General Electric T58-GE-5, y finalmente se diseñó el Piasecki 16H-3J, pero no fue construido.





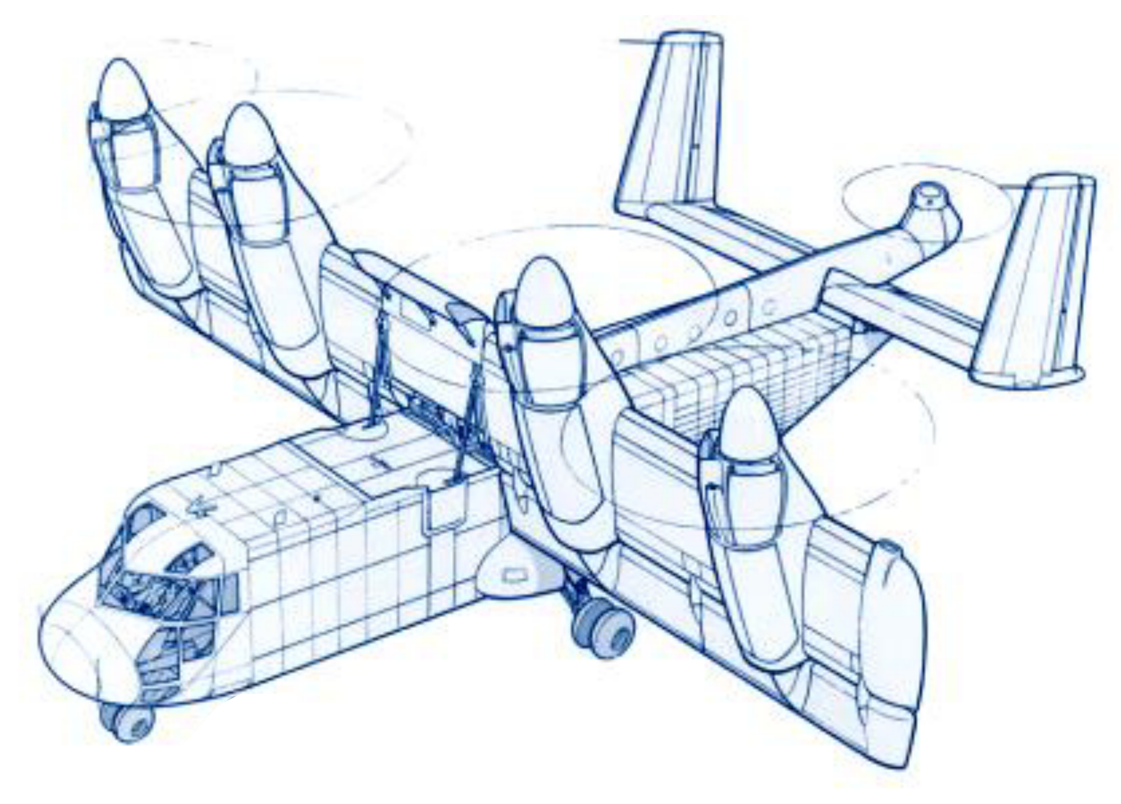
Canadair Model CL-62C

Diseñado a mediados de 1962, para este avión, se propuso una disposición estándar de las ventanas de la cabina, con paneles de vidrio superiores, una entrada para la tripulación y una salida de emergencia a través de una pequeña escotilla con escalones desplegables, ubicada debajo de las ventanas que miran hacia abajo en el lado izquierdo, una puerta de carga desplegable integral y rampas de carga estaban en la parte trasera, lo que permitía capacidades directas de entrada y salida para vehículos pequeños.

El fuselaje tenía 21,2 m de largo, incorporando una forma en planta rectangular de ala alta que se extendía 23 m con flaps de borde de ataque y borde de salida de envergadura completa, la altura total, hasta la parte superior de la aleta vertical, era de 8,2 m; un carenado extendido hacia atrás ubicado en la base de la cola albergaba el conjunto de rotor de cola único, de 4 palas y 2,4 m de diámetro orientado hacia arriba.

Tenía un peso propuesto de 24 tn, y llevaría una carga útil de 4082 Kg que podría transportarse en un radio de 555 Km durante una misión VTOL típica, mientras que una misión de transporte con el peso máximo podría llegar a un alcance de 3959 Km en modo crucero bimotor; sería propulsada por cuatro motores turboeje General Electric T-64 que debían estar interconectados mecánicamente a través de embragues de rueda libre en caso de una situación de motor apagado, y conducían hélices Curtiss-Wright de 4 palas de velocidad constante de 5,3 m de diámetro.

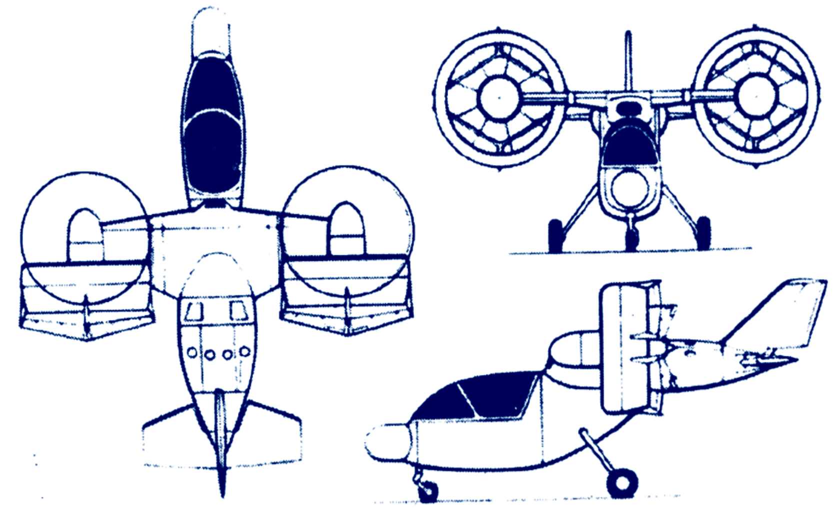
Una de las razones de la desaparición de los grandes diseños de alas basculantes de cuatro motores en América del Norte a fines de la década de 1960 se debió a que la hélice interconectaba los ejes transversales, dentro de las alas de gran envergadura, y no toleraban la flexión del ala bajo ciertas condiciones de vuelo; como resultado, se observaron pérdidas de control de la hélice y fallas de los componentes asociados en muchas de las aeronaves de prueba a gran escala.



Nord 500 Cadet

En 1965, durante el Salón Aeronáutico de París en Le Bourget se presenta por primera vez un modelo conceptual de este avión, que estaba impulsado por dos ventiladores con hélices de 5 palas cada uno, montados en alas cortas que podían pivotar entre proporcionar empuje vertical y horizontal, en el extremo de salida de los conductos, cuatro paletas de control en forma de diamante controlaban el cabeceo (colectivamente) y la guiñada (diferencialmente) configuración que fue seleccionada para tratar de expandir el flujo de aire en vuelo estacionario y comprimirlo durante el vuelo horizontal.

En 1967, la empresa francesa Nord Aviation construye dos aviones denominados Cadet, cada uno propulsado por dos motores Allison T63-A-5A, el avión tenía una longitud de 6,58 m; envergadura de 6,14 m y un peso máximo al despegue de 1250 Kg; el primer avión se utilizó para pruebas estáticas, mientras que el segundo realizó un vuelo estacionario atado el 23-07-1968, luego se canceló sin realizar más pruebas.






344

Bell Model 266 Tiltrotor

En 1965, el US Army estableció un programa para un avión de capacidad compuesta que combinaría, en un solo avión, las características de vuelo estacionario del helicóptero y las características eficientes de crucero de alta velocidad de un avión de ala fija convencional.

El resultado de este programa en Bell fue el nacimiento del Model 266 Tiltrotor, un diseño de rotor basculante doble que era lo suficientemente grande como para ser considerado como un posible reemplazo para el helicóptero Chinook CH-47B de Boeing Vertol y el avión C-7A Caribou de De Havilland Canadá.

El Modelo 266 tenía un peso bruto de diseño de 12,7 tn y debía haber sido propulsado por 2 motores General Electric TO4-GE-16, de tres palas de 12 m.

En 1966 se probaron varios modelos del Model 266 en el túnel de viento, demostrando buenas características de estabilidad del motor-pilón-ala y una velocidad crucero máxima de 648 Km/h.

El requisito básico de la misión del Model 266 Tiltrotor continuó durante un tiempo como para su uso en el transporte intra-teatro ligero (LIT) de la USAF.

Las restricciones de financiamiento provocadas por la guerra de Vietnam, junto con una necesidad cuestionable, eventualmente llevaron a la desaparición del proyecto a principios de 1969.



Lockheed Ah-56 Cheyenne



El 23-03-1966, el US Army otorgó a Lockheed un contrato de ingeniería y desarrollo para 10 prototipos del avión designado AH-56; Lockheed comenzó la construcción de la aeronave en sus instalaciones de Van Nuys, California, y el 3-05-1967, Lockheed celebró una ceremonia de presentación donde se lo bautizó con el nombre de Cheyenne.

Lockheed diseñó el AH-56 Cheyenne como un helicóptero compuesto, que combinaba un helicóptero con características de ala fija para un mayor rendimiento y velocidad, incluyendo características como un rotor principal rígido, alas de montaje bajo y una hélice de empuje; estaba propulsado por un motor turboeje General Electric T64 y el empuje era proporcionado por una hélice en la parte trasera de la aeronave.

A altas velocidades, la cantidad de sustentación proporcionada por las alas, junto con el empuje del propulsor, reducía la carga aerodinámica del rotor, a tales velocidades, el rotor producía hasta el 20% de la sustentación, que podía ajustarse mediante cambios de control de paso colectivo, la inclinación del rotor se controlaba a través de la precesión giroscópica; tenía una cabina en tándem de dos asientos para el piloto, con un sistema de mira montado en el casco para apuntar armas y el artillero (una característica inusual de la estación del artillero era que todo el asiento, sistema de observación y controles de disparo giraban para mantener al artillero mirando en la misma dirección que la torreta que se estaba controlando, la mira del arma le permitía una visión directa desde la torreta a través de una mira de periscopio)

Las torretas de armas se montaron en la nariz y en el medio de la parte inferior del avión, la torreta de nariz podía girar +/- 100° desde la línea central de la aeronave y podría montar un lanzagranadas de 40 mm o una minigun de 7,62 mm; la torreta del vientre incluía un cañón automático de 30 mm con 360° de rotación, topes mecánicos impedían que la torreta apuntara hacia la aeronave.

Llevaba 6 puntos de anclaje externos a lo largo de la parte inferior, con dos debajo de cada ala que podían transportar cápsulas de 3 misiles antitanque BGM-71 TOW o cohetes de 70 mm en lanzadores de 7 o 19 cohetes, los dos soportes del fuselaje se dedicaban a transportar tanques de combustible externos.

Las pruebas de vuelo comenzaron en 1967 con el primer vuelo del prototipo N° 2 y se descubrió un problema de inestabilidad del rotor cuando la aeronave volaba a baja altitud con efecto suelo, a medida que se amplió la envolvente de vuelo, esta inestabilidad y otros problemas menores se descubrieron y abordaron rápidamente.

El 12-12-1967 Lockheed y el US Army realizaron un primer vuelo de demostración de 13 min. para el público en el Aeropuerto de Van Nuys, donde el AH-56 demostró algunas de las nuevas capacidades que ofrecía la hélice de empuje; la aeronave podía reducir la velocidad o acelerar sin levantar o bajar la nariz, así como también poder inclinar la nariz hacia abajo y arriba en un vuelo estacionario sin aceleración hacia adelante o hacia atrás, demostró también un vuelo estacionario con un viento cruzado de 56 Km/h; en marzo de 1968, el AH-56 había establecido una envolvente de vuelo de 315 Km/h en vuelo hacia adelante, 46 Km/h hacia los lados y 37 Km/h hacia atrás.





El proyecto sufrió un revés el 12-03-1969, cuando el rotor del prototipo Nº 3 golpeó el fuselaje y provocó que la aeronave se estrellara, matando al piloto; el accidente ocurrió en un vuelo de prueba en el que debía manipular los controles para crear oscilaciones de 0,5P en el rotor (vibración que ocurre una vez cada dos revoluciones del rotor principal, donde P es la velocidad de rotación del rotor) la investigación del accidente señaló que los mecanismos de seguridad de los controles aparentemente habían sido desactivados para el vuelo, y concluyó que las oscilaciones inducidas por el piloto crearon una vibración resonante, excediendo la capacidad del sistema del rotor para compensar, después de la investigación, se modificaron el rotor y los sistemas de control para evitar que volviera a ocurrir el mismo problema.

El 10-04-1969, el US Army emitió un aviso a Lockheed, citando 11 problemas técnicos, los principales fueron la vibración del salto de 0.5P y el peso de la aeronave que excedía los requisitos del programa, Lockheed propuso un sistema de control de vuelo mejorado (ICS) para reducir las oscilaciones del rotor y pasos para eliminar el exceso de peso; el US Army sintió que las soluciones de Lockheed a los problemas retrasarían el programa y aumentarían los costos, citando la incapacidad de Lockheed para cumplir con el cronograma y canceló el contrato para la producción del AH-56 el 19-05-1969, pero retuvo el contrato de desarrollo con la esperanza de que los problemas pudieran resolverse.

A finales de 1969, el prototipo N° 10 se sometió a pruebas en un túnel de viento en el NASA/Ames Research Center para investigar los problemas de salto y arrastre de 0.5P; los ingenieros no se dieron cuenta de que los soportes fijos utilizados para asegurar la aeronave en el túnel de viento no permitirían que se moviera con respecto al rotor, como lo hacía en vuelo; como resultado, no hubo amortiguación natural del movimiento de cabeceo del rotor, la falta de retroalimentación sensorial de los controladores remotos desde el helicóptero agravó la situación, y durante las pruebas de alta velocidad para replicar la vibración de salto de 0.5P, las oscilaciones del rotor se aceleraron rápidamente fuera de control y golpearon el brazo de cola, lo que resultó en la destrucción del avión.



Lockheed trabajó en la modificación del diseño del AH-56 para abordar la vibración y otros problemas. Como medida de precaución, el prototipo N° 9 fue equipado con un asiento eyectable que disparaba hacia abajo para el piloto, este prototipo se usaría para todos los vuelos de expansión de envolvente; también recibió una transmisión que permitió aumentar la potencia del motor turboeje T64-GE-16, un tren motriz mejorado y una capota trasera con bisagras en lugar de la deslizante original.

El prototipo N° 6 comenzó a realizar pruebas de armas en Yuma Proving Ground, Arizona, demostrando la capacidad del artillero y el piloto para disparar con precisión a objetivos separados en cada lado; hacia fines de 1970, el US Army financió el trabajo en sistemas de guía de misiles TOW y observación nocturna, este prototipo, junto al Nº 9 también se probaron y evaluaron en Yuma Proving Ground del 30-01 al 23-12-1971 para determinar si los sistemas de estabilidad y control eran suficientes, se identificaron deficiencias en la estabilidad direccional lateral, movimiento no controlado durante las maniobras, alta vibración y control direccional deficiente durante el vuelo lateral.

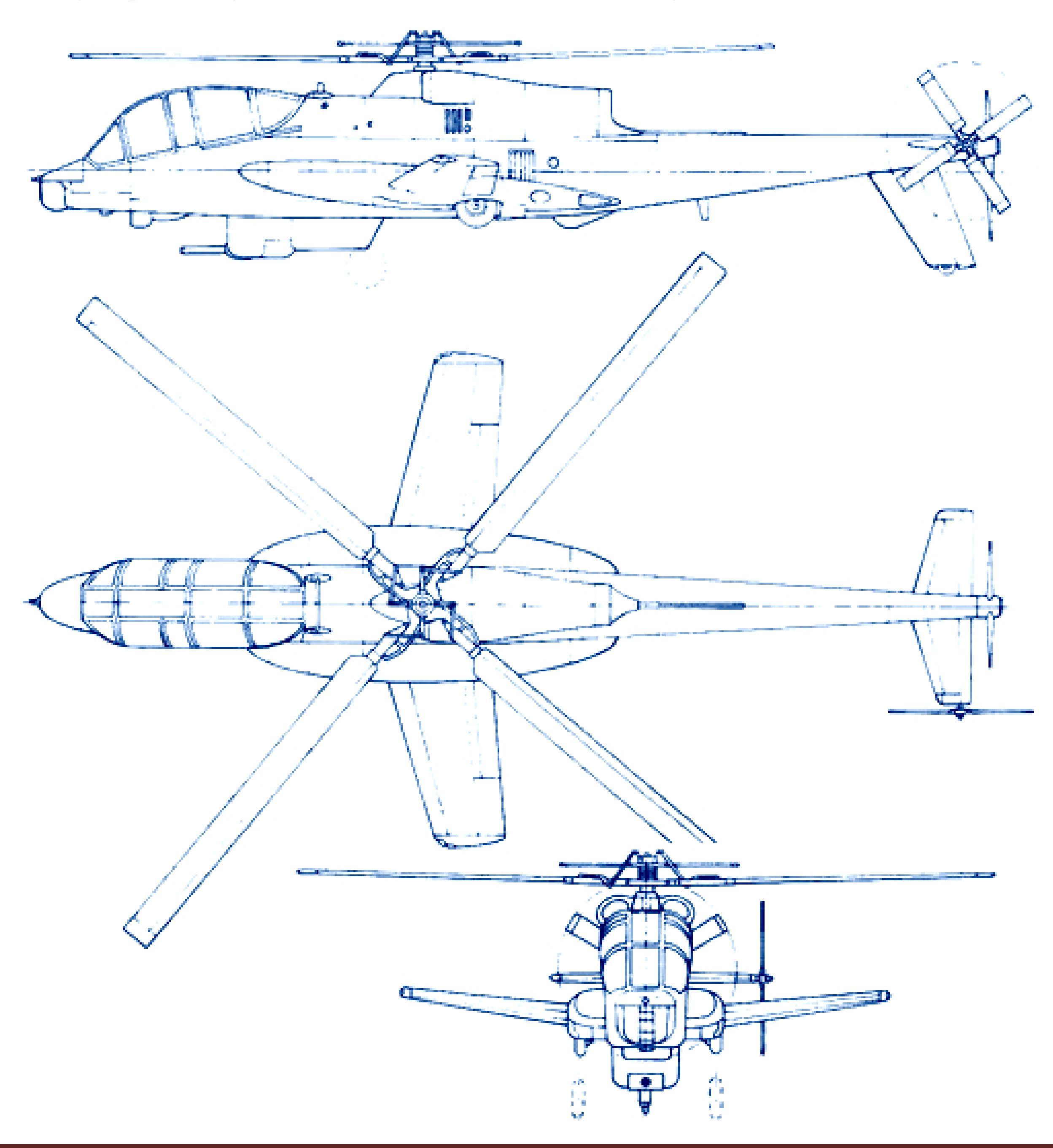
Después de las pruebas en Yuma, el prototipo N° 9 recibió el motor T64-GE-716 y la versión de producción planificada del sistema ICS, con estas actualizaciones, superó sus requisitos de rendimiento. Sin embargo, bajo ciertas condiciones, la estabilidad y el control no satisficieron completamente a los pilotos de prueba; Lockheed había estudiado formas de evitar la retroalimentación inestable del giroscopio, la solución era la de reubicar el giroscopio desde la parte superior de la cabeza del rotor hasta debajo de la transmisión con conexiones flexibles al rotor.

Los controles del piloto estaban conectados a servomotores hidráulicos que luego se conectaban a través de resortes al giroscopio, este sistema evitó que las fuerzas de vibración del rotor se transmitieran de regreso a los controles de vuelo, se lo llamó sistema de control mecánico avanzado (AMCS) y se lo instaló en el prototipo N° 7 en 1972 para mejorar el manejo y la estabilidad del rotor.



El programa AH-56 Cheyenne fue cancelado por el Secretario del US Army el 9-08-1972, el gran tamaño del helicóptero y su inadecuada capacidad nocturna y para todo clima fueron las razones declaradas para cancelarlo, los sistemas de armas analógicas y mecánicas se estaban volviendo obsoletos a medida que se desarrollaban nuevos sistemas digitales que eran más precisos, rápidos y livianos, su costo había aumentado y era probable que aumentara aún más si se incorporaba nueva aviónica.

Lockheed ofreció el CL-1700, versión modificada del AH-56 con dos motores y omitió la hélice de empuje, sin éxito; luego de la cancelación, el US Army realizó una evaluación del prototipo N° 7, equipado con el sistema de control de vuelo AMCS, las pruebas mostraron que el AMCS eliminó la mayoría de los problemas de control restantes, mejoró la estabilidad, disminuyó la carga de trabajo del piloto y alcanzó una velocidad de 398 Km/h en vuelo nivelado y en picado logró 454 Km/h, también demostró una mejor maniobrabilidad a altas velocidades.



Bell Model 300



En 1968 Bell inició un programa que incluía la fabricación y prueba real de un rotor con palas de 7,6 de diámetro y que fue probado a lo largo de 1969 y 1970 en el NASA/Ames Research Center con buenos resultados.

Bell también estaba probando otra variación del rotor básico: el rotor plegable, este proyecto implicaba un riesgo sustancialmente mayor si se iba a emprender un desarrollo a gran escala, y aunque se probó con éxito un rotor con palas de 7,6 de diámetro en el túnel de viento de 12 x 24 m de la NASA; finalmente se colocó en un segundo plano; el rotor plegable es un diseño en el que una vez que el rotor ha hecho la transición a su modo de vuelo horizontal, la propulsión finalmente se hace cargo del empuje puro del chorro y los rotores eventualmente dejan de funcionar; cuando los rotores alcanzan cero rpm y un ángulo de inclinación en bandera, se pliegan lentamente hacia atrás, lo que reduce al mínimo la resistencia aerodinámica; aunque es un concepto viable, Bell redujo la prioridad del programa del propulsor plegable hasta que se completara el desarrollo del rotor basculante más convencional.





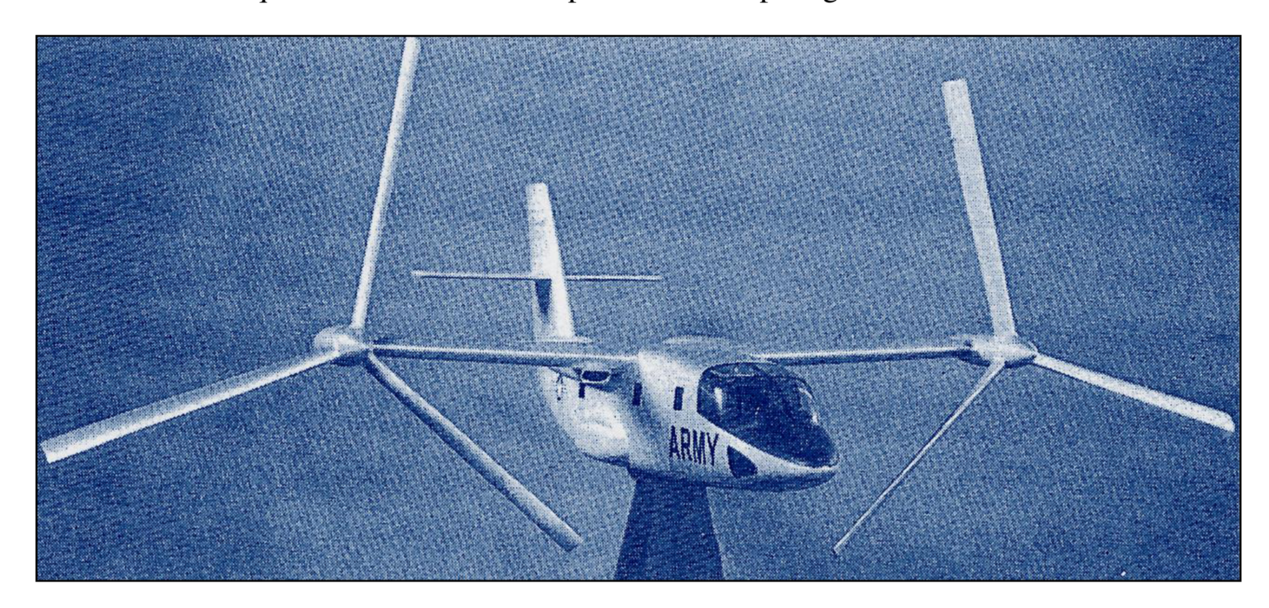


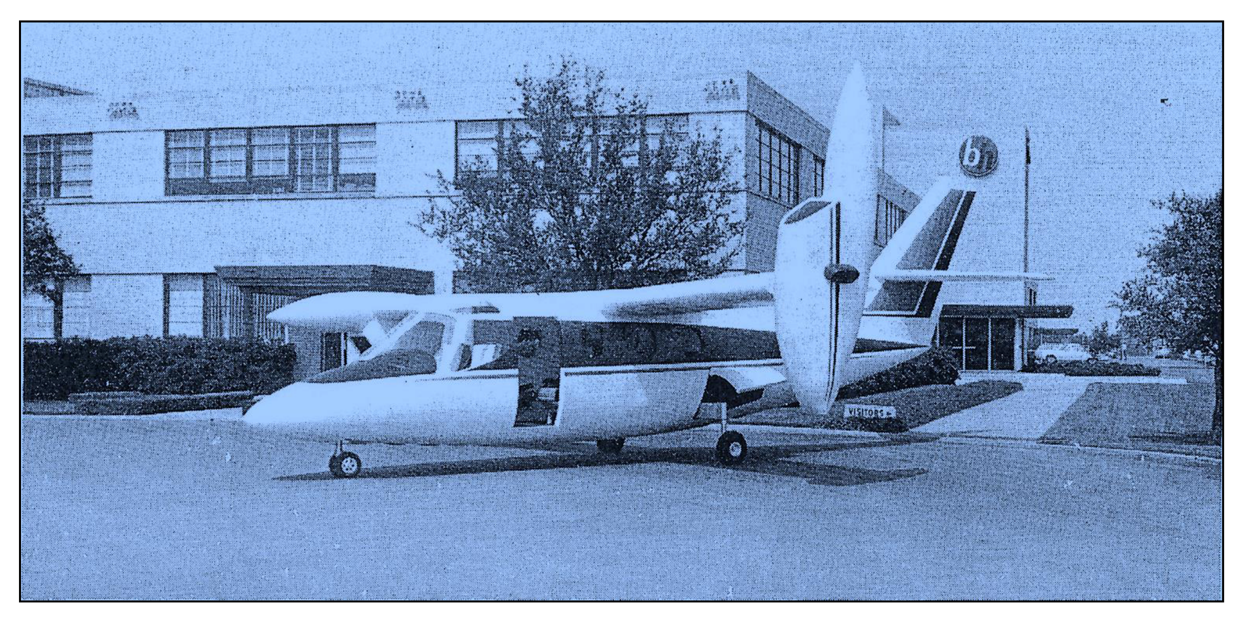
El programa de 1968 que condujo a la fabricación y prueba en túnel de un rotor basculante a gran escala fue el primer paso de Bell hacia la construcción y prueba de vuelo de un avión de rotor basculante lo suficientemente pequeño como para ser probado a escala completa en el túnel de viento del NASA/Ames Research Center.

El primer estudio de diseño para un demostrador de rotor basculante a gran escala fue el Bell D-267, que era significativamente más pequeño que el Bell Model 266, y estaba orientado hacia operaciones comerciales en lugar de militares, esta aeronave no tardó en ser presentado por Bell como el Bell Model 300.

El proyecto fue aprobado a finales de 1968, el diseño original requería de un avión de 4,8 tn de peso bruto propulsado por dos motores de turbina Pratt & Whitney PT-6 montados en góndolas en las puntas de las alas basculantes.

Los rotores de tres palas del Bell Model 300 tenían un diámetro de 7,6 m; los actuadores de conversión de la góndola del motor que gobernaban el movimiento de inclinación de las góndolas, estaban interconectados para que el motor hidráulico de cualquiera de los actuadores pudiera usarse para girar a ambos rotores.





La cabina tenía una capacidad para dos pilotos, y se realizó un gran número de pruebas en túnel de viento desde 1969 hasta 1972; pruebas que se utilizaron para verificar los diversos parámetros de la envolvente de rendimiento y para optimizar el diseño aerodinámico básico.

En las pruebas de la NASA, con los propulsores retirados, se alcanzaron velocidades máximas de 744 Km/h en vuelo a nivel del mar y 930 Km/h a 7000 m de altura.

Las pruebas realizadas con los rotores adjuntos se limitaron a la densidad del aire a nivel del mar, la facilidad con que se lograba la conversión había sido como se esperaba y casi exactamente como las pruebas realizadas en el simulador del NASA/Ames Research Center.



Noticias

En el marco de las actividades astronómicas que a diario son desarrolladas por el Centro de Observadores del Espacio (CODE) en la ciudad de Santa Fe, la SLA estuvo presente en el denominado Museo Maratón, evento donde tres espacios culturales de la ciudad como lo son el Museo del Colegio Inmaculada Concepción, Museo del Puerto de Santa Fe y la Escuela Industrial Superior, simultáneamente abrieron sus puertas brindando charlas y observaciones del cielo con telescopios.

La SLA estuvo en el Museo del Colegio Inmaculada Concepción, lugar importante en la ciudad, no solo por su belleza, sino también por su historia y por el paso por sus aulas de S. S. Papa Francisco en la década de 1960; Alberto Anunziato estuvo presente con la conferencia “El descubrimiento de la Luna”, donde daba cuenta de las primeras observaciones del cuerpo celeste mas cercano a la Tierra.







Contenidos astronómicos educativos

En esta oportunidad, y a través del canal de Youtube de la Sociedad Lunar Argentina (SLA) se los invita a disfrutar del ciclo de charlas educativas Café Lunar y a diversos videos que tratan temas sobre astronáutica observaciones de la Luna, Sistema Solar, instituciones, etc.

Esperando que disfruten de los mismos aquí los correspondientes enlaces.

Selenografía
https://www.youtube.com/watch?v=Ydq6eYM7OMQ&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=12

Zonas brillantes de corta duración en el amanecer lunar
https://www.youtube.com/watch?v=_MCrm4wmTM0&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=3

Cráteres con rayos brillantes (en Luna llena)
https://www.youtube.com/watch?v=-5KqLI2mrsc&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=15

Un paseo por Mare Crisium
https://www.youtube.com/watch?v=3GNlaPnyVwY&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=18

Que se puede observar en un eclipse de Luna
https://www.youtube.com/watch?v=0dYK5S-zvsk&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=19

Observación amateur de Dorsa lunares
https://www.youtube.com/watch?v=48aa9257olY&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=16

Mercurio y su observación
https://www.youtube.com/watch?v=Tn3IvAQmYEo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh

Exploración del planeta Venus
https://www.youtube.com/watch?v=7nFz-iCDLJo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=14

Observación de cometas, magnitud visual y fotométrica
https://www.youtube.com/watch?v=SFeJIS7VChA&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=4

Observación de meteoros, las Áridas
https://www.youtube.com/watch?v=optq4-pkXYo&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=17

Trapecio Austral, observando desde Mar del Plata, Argentina
https://www.youtube.com/watch?v=CfjDPcxpVYE&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=5

Dial Radio/TV, observación lunar por aficionados
https://www.youtube.com/watch?v=LeGtfCrefTs

LIADA, observación amateur de la Luna
https://www.youtube.com/watch?v=ttCN_hWf8R4

LIADA, regreso a la Luna… y mas allá
https://www.youtube.com/watch?v=21pcpk5-8eQ

LIADA, estudios científicos de los Fenómenos Lunares Transitorios
https://www.youtube.com/watch?v=UO8UFoQen7E

Bases lunares, historias y perspectivas
https://www.youtube.com/watch?v=rELeiz6pimw&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=8

Bases lunares, desafíos de la vida en la Luna
https://www.youtube.com/watch?v=u_A53QQwbzs&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=9

Bases lunares, colonización
https://www.youtube.com/watch?v=1-ne2WBy2uE&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=10

Semana Internacional del Espacio, 50 años Apollo-15 - Investigando Palus Putredinis
https://www.youtube.com/watch?v=UvpEzgOqyAY&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=11

Robertito, un proyecto lunar argentino
https://www.youtube.com/watch?v=F_7MRfraM7E&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=13

Cohetería en el aula
https://www.youtube.com/watch?v=K-pEeY6T_AQ&list=PLTC9b72fieqUAbR1OLMk-hZhx238bKJyh&index=6

Artemis 1, la reconquista de la Luna
https://www.youtube.com/watch?v=MNAExx9N0JQ

<u>Compartiendo la pasión por la astronáutica, el espacio y la aviación estamos en</u>



Biblioteca Instituto Nacional de Derecho Aeronáutico y Espacial (INDAE), Fuerza Aérea Argentina

Cometaria https://cometasentrerios.blogspot.com

Argentina en el espacio http://argentinaenelespacio.blogspot.com/

Libros, Revistas, Intereses http://thedoctorwho1967.blogspot.com/

Archivo Histórico de Revistas Argentinas www.ahira.com.ar



Turismo Sideral **https://turismo-sideral.com.ar**

Estación Vientos del Sur **http://vientosdelsurestacion.blogspot.com/**



Sociedad Lunar Argentina **https://sites.google.com/site/slasociedadlunarargentina/**

<u>Fuentes de información y fotos vertidas en la publicación</u>

Air Force Flight Test Center (AFFTC)

Bell Helicopter Textron

Enciclopedia Ilustrada de la Aviación N° 159, Ed. Delta.

Enciclopedia Ilustrada de la Aviación N° 161, Ed. Delta.

Green, W, Radical Alliance, RAF Flying review, 1963.

Gerritsen, E., Fokker-Republic D-24 Alliance.

National Aeronautics and Space Administration (NASA).

NASA Aeronautics.

NASA Spinoff.

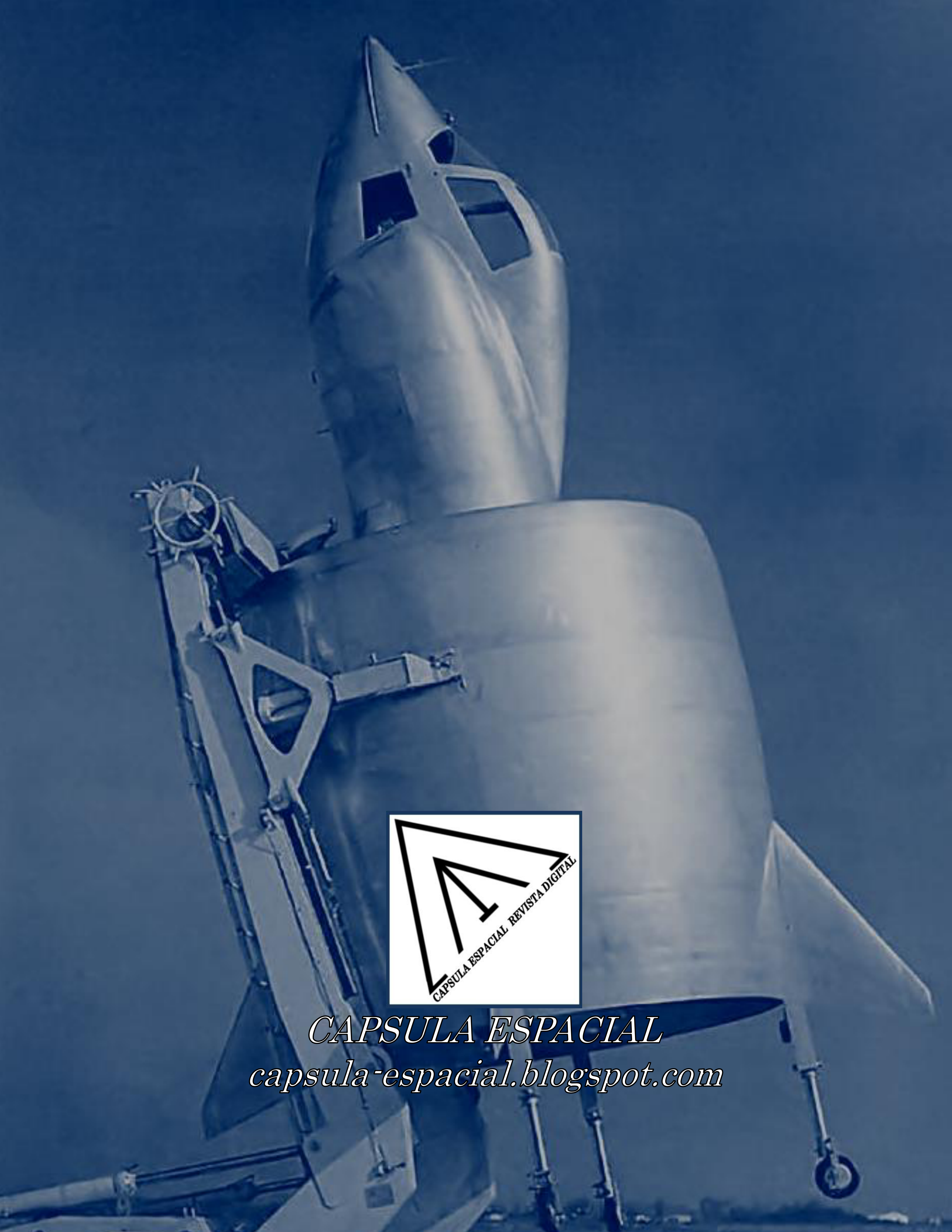
NASA/NARA

Luft Archiv.

Secret Project Forum.

Volar, El mundo de la aviación, EGC Ed., 1982.

Van Weezepoel, P. Fokker D-24 Alliance, Dutch Aviation.


CAPSULA ESPACIAL REVISTA DIGITAL
CAPSULA ESPACIAL
capsula-espacial.blogspot.com